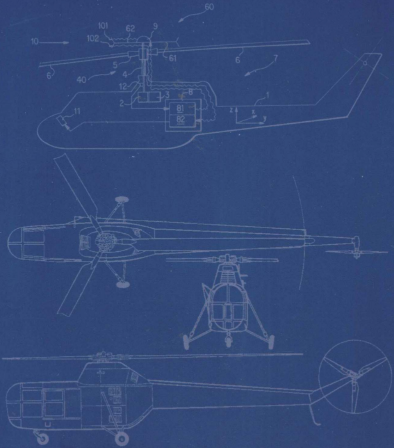


直升机基本原理

ZHISHENGJI JIBEN YUANLI

张雅铭　张　苇　编著



河南科学技术出版社



策划编辑　孙　彤　王向阳
责任编辑　陈秋枫
封面设计　张　伟
责任印制　朱　飞

ISBN 978-7-5349-6053-6

定价：80.00 元

直升机基本原理

张雅铭　张　苇　编著

河南科学技术出版社

·郑州·

图书在版编目（CIP）数据

直升机基本原理/张雅铭，张苇编著．—郑州：河南科学技术出版社，2012.11
ISBN 978-7-5349-6053-6

Ⅰ.①直…　Ⅱ.①张…　②张…　Ⅲ.①直升机-基本知识　Ⅳ.①V275

中国版本图书馆CIP数据核字（2012）第263857号

出版发行：河南科学技术出版社
　　　　地址：郑州市经五路66号　　邮编：450002
　　　　电话：（0371）65737028　65788613
　　　　网址：www.hnstp.cn
策划编辑：孙　彤　王向阳
责任编辑：陈秋枫
封面设计：张　伟
责任印制：朱　飞
印　　刷：郑州文华印务有限公司
经　　销：全国新华书店
幅面尺寸：185 mm×260 mm　　印张：21　　字数：500千字
版　　次：2012年11月第1版　　2012年11月第1次印刷
定　　价：80.00元

前　言

直升机作为一种特殊的军民两用型航空飞行器，在国民经济、国防和人民生活中具有非常重要的作用，其发展应用在很大程度上体现了一个国家的工业综合技术水平。随着我国经济的快速发展，直升机的需求也日益增长，在军事、交通、农林、地质、电力、石油、抢险、救援和公安等许多方面都日渐获得广泛应用，特别是在2008年四川汶川大地震的抢险救灾中各类直升机的大量应用，充分显示出直升机的优越性和重要性，也得到了全国人民的广泛赞同。

相对于固定翼飞机，直升机具有不依赖机场垂直起降、前后左右飞行和空中悬停等独特的飞行特点，这也导致了其在结构和飞行原理等方面的特殊性和复杂性。在直升机技术相关的专业领域，如空气动力学、飞行动力学、飞行控制系统等方面，国内外专家都发表了许多专著。也有很多读者，特别是一些从事科研、教学、飞行以及爱好直升机的读者，很希望能够通过一种教材，较系统地了解直升机的基本原理，特别是飞行原理。本书正是为满足这些读者的需求而编写的，以期抛砖引玉，为我国直升机的发展尽绵薄之力。

在编写过程中，广泛参考和采用了国内外直升机专家、学者所著的专业著作、教材和文献资料。在此基础上，结合作者几十年的研究和工程经验，本着精炼、实用的原则进行编写，力求内容系统完整、理论描述准确、资料数据翔实可靠、尽量反映直升机的最新发展。

全书共15章，主要介绍直升机的飞行及与飞行密切相关的有关系统，其中包括：第1章　概论；第2章　直升机的一般介绍；第3章　悬停及垂直飞行；第4章　水平飞行；第5章　起飞、爬升和下降、着陆；第6章　自转飞行；第7章　直升机的盘旋、螺旋飞行；第8章　机动飞行；第9章　特殊飞行；第10章　特殊环境下的飞行；第11章　平衡、稳定性和操纵性；第12章　无人直升机；第13章　操纵系统；第14章　动力和传动系统；第15章　直升机动力学。这些章节基本涵盖了飞行中所遇到的大部分问题。其中第12章有关无人直升机的内容在其他直升机著作中很少论述。鉴于无人直升机是一个综合性系统，目前正处在热点发展阶段，涉及一些新的设计思想、控制理论和试验技术等问题，所以该章内容仅供参考。

本书在编写过程中得到南京航空航天大学郭才根教授、袁锁中博士，鹤翔航空公司董事长阮波、工程师孙丽君等同志的大力支持和帮助，在此深表感谢！

由于编者水平有限，书中难免存在不妥与错误之处，敬请读者批评指正。

编　者

2012年5月

主要符号说明

符　号	说　　明	单　位
A_{1C}	相对旋翼构造平面的横向周期变距，在 $\psi=90°$ 为正	rad
$A=\pi R^2$	桨盘面积	m^2
a	音速	m/s
a，a_∞	翼型升力线斜率	1/rad
a_0	平均锥度角	rad
a_1	后倒角	rad
B	叶端损失系数	
b_1	桨盘后倒角	rad
B_{1C}	相对旋翼构造平面的纵向周期变距，前倾为正	rad
c	弦长	m
c_T	拉力系数，$C_T=\dfrac{T}{\frac{1}{2}\rho\pi R^2\ (R\Omega)^2}$	
c_y	升力系数	
c_x	阻力系数	
D	阻力	N
	旋翼直径	m
e	水平铰外伸量	m
G	飞行重量	kg
g	重力加速度	m/s^2
H	后向力	N
H_P，h	高度	m
i	安装角	rad
I_b	桨叶绕挥舞铰的惯性矩	kg · m
I_X，I_Y，I_Z	相对机体坐标系 X，Y，Z 轴的惯性矩	kg · m
I_{YZ}，I_{ZX}，I_{XY}	相对机体坐标系 X，Y，Z 轴的惯性积	kg · m
$\overline{K}$	挥舞调节系数	
k	桨叶片数	
L	长度	m
	航程	km
L_F	机身参考长度	m
M	力矩	N · m
M_S	桨叶绕水平绞的质量矩	kg · m
N，P	功率	kW
n	过载	

M_k	反扭矩	N·m
R	半径	m
r	翼剖面半径	m
$\bar{r}$	相对半径 $\bar{r}=\frac{r}{R}$	
S	面积	m^2
	侧向力	N
T	拉力	N
	绝对温度	K
t	温度	℃
	续航时间	h
u，v，w	沿体轴 X，Y，Z 轴的速度分量	m/s
V_X，V_Y，V_Z	沿地轴 X_d，Y_d，Z_d 轴的速度分量	m/s
v_i，v	诱导速度	m/s
$\bar{v}_i$	相对诱导速度	
V_0	飞行速度	m/s
$V_{1,W}$	合速度	m/s
α	迎角	rad
α_0	零迎角	rad
α_s	旋翼迎角	rad
β	桨叶挥舞角	rad
β_s	侧滑角	rad
γ_b	洛克系数 $\gamma_b=\rho acR^4/(2I_b)$	
γ_c	爬升角	rad
$\Delta=\frac{\rho}{\rho_0}$	相对大气密度	
ζ	功率利用系数	
ε	下洗角	rad
θ_0	在叶根处安装角	rad
θ	自动倾斜器倾角	rad
ϑ	俯仰角	rad
λ	流入比，展弦比	
μ	旋翼前进比	
ρ	大气密度	kg/m^3
ρ_0	海平面标准大气密度	kg/m^3
σ	实度	
φ，γ	侧倾角（滚转角）	rad
φ_7	总距	rad
ψ	桨叶方位角	rad

χ	尾流角	rad
	自动倾斜器后倒角	rad
η	自动倾斜器侧倾角	rad
$\Delta\varphi$	桨叶扭转角	rad
Ω	旋翼旋转角速度	1/s
ω	机身旋转角速度	1/s
ΩR	旋翼桨尖速度	m/s

下标符号

R	旋翼
TR	尾桨
F	机身
H，T	平尾
V	垂尾
W	机翼
E	桨距不变平面
Hub	桨毂
S	旋翼构造平面
re	需用
av	可用
cr	临界

目　　录

第1章　概　论

1.1　直升机的发展

人类自古以来就向往着自由飞翔，为了能够实现这一梦想，人们坚持不懈地奋斗着，直至20世纪初，美国莱特兄弟发明飞机之后，人类飞上蓝天的梦想才得以实现。然而，人类想垂直离开地面并在空中悬停的梦想，直到20世纪40年代发明了直升机之后才成为现实，和固定翼飞机相比，整整推迟了40多年，这说明直升机技术有其独有的规律性和复杂性。

第二次世界大战结束后，直升机的使用需求加速推动了其发展应用。首先是军事上的需要，在20世纪40年代，主要是用于通信联络的轻型直升机。在20世纪50年代的朝鲜战争期间，美国将直升机广泛用于突击登陆、后勤支援和救护运输等任务，使直升机成为不需要机场和道路的空中运输工具。直升机在执行这些任务中的成功表现，改变了陆地战争的战略和战术观点，从而又一次引起各国军方对直升机的重视，包括苏联和美国在内的各军事工业强国都致力于改善直升机技术和提高直升机的运载能力，使直升机事业有了飞跃发展，出现了米-8、S-70、CH-47等直升机。以后，在阿尔及利亚、越南和中东等战争中更进一步验证了直升机军事应用的有效性，使其由运输工具的角色演变成担负对地攻击的飞行器，相应地又对直升机提出许多新要求。为此，各国通常先在通用型直升机上加装武器，而后发展到为此任务研制专门的攻击型直升机（通称“专用武装直升机”），以便更有效地攻击地面火力点、运输工具和坦克等，如苏联的米-24，米-28，卡-50，卡-52；美国的AH-1和AH-64，意大利的A-129，法、德联合研制的“虎”等。为了对付这种攻击型武装直升机，20世纪80年代初产生了“格斗型直升机”的新概念，并相应地开展了研制工作（如美国的LHX计划等）。直升机还被广泛应用于反潜、扫雷和救援等海上军事任务。据外刊报道，20世纪70年代末期，美军装备直升机约12500架，约占其军用飞机总数的40%，苏军装备约4000架，占军用飞机总数的20%以上。在20世纪80年代末，各国军用直升机总数约35000架，由此可见直升机在军事上的重要地位。在海湾战争中，多国部队共使用1800余架各类军用直升机，其数量占参战航空兵机群总数的46%，在战争中，直升机充分发挥了其独特性能和作战功能。

在民用上，自1946年3月8日美国贝尔（Bell）公司的Bell-47型直升机首次获得美国联邦航空局（FAA）颁发的民用适航证并投入使用以来，直升机在农、林、牧、渔、地质、电力、石油、建筑、环保、消防、旅游、广播、电影电视、交通运输、抢险救灾、医

疗急救和公安缉私等许多方面都获得广泛的应用。随着直升机技术的日趋完善和使用经济性的不断增长，各类按民用要求设计的直升机（如 AS－350，S－76，Bell－212，S－92等）已大量投入使用，世界民用直升机市场也呈稳步增长的趋势，成为航天和航空工业中增长快、盈利好的部门之一。据不完全统计，美国民用直升机总数从 1988 年 1 月约 6300 架，到 2000 年大约增加到 10300 架。目前，世界民用直升机的保有量约为 25000 架。其中美国占 42%，俄罗斯占 14%，主要集中在少数发达国家，如：

美国	12446 架	英国	825 架
俄罗斯	5618 架	德国	785 架
加拿大	1601 架	澳大利亚	736 架
日本	1500 架	巴西	1016 架
法国	922 架		

民用直升机在我国的使用还不太普遍，最大规模的使用是在 2008 年 5 月 12 日四川汶川大地震的抢险救灾中。汶川地区山高谷深，道路狭窄弯曲，河流多。在地震中，出现严重的山体塌方，道路被毁，河流堵塞，通信中断，被埋的群众急需救援，被困的群众急需水、食品等物资，伤员急需药品、急需转移到外地医院治疗。在道路被毁，其他交通工具不能正常使用的情况下，直升机能在很小场地垂直起降这一优势，就成为完成运送物资、人员的重要工具，是其他任何交通工具所不能替代的。特别是唐家山堰塞湖的抢险中，俄罗斯的米－26 重型直升机，吊运多台重达 12000～13000kg 的推土机、挖掘机、油罐等大型设备投入使用，对抢险胜利起到了关键作用。在这次地震救灾中，共动用了 20 多个型号、100 多架直升机，这是我国建国以来最大规模的使用直升机，充分显示出直升机的优越性。

据统计，全世界共生产各种类型直升机 10.6 万架，其中 60% 为轻型直升机，35% 为中型直升机。可以确信，直升机将来必将得到更广泛的应用和发展。

自第一架直升机问世至今已过去半个多世纪，半个世纪来，由于在旋翼和动力装置等重大技术方面有了突破性进展，直升机进入快速发展阶段。以旋翼、发动机的发展为主要技术特征，直升机的发展大体分为四个时代：

第一代，1946～1960 年。活塞式发动机，金属或木质混合式桨叶，简易的仪表和电子设备。如米－4，卡－18，美国的贝尔 47、S－51、S－55/H－19 等。

第二代，1961～1975 年。第一代涡轮轴发动机，金属桨叶，开始采用最初的集成微电子设备。如米－8，SA321（超黄蜂），S－65；这个时期开始出现专用武装直升机，如 AH－1和米－24。

第三代，1976～1990 年。第二代涡轮轴发动机，复合材料桨叶（带有弹性元件的桨毂），大规模集成电路的电子设备和较先进的飞行控制系统。如 SA365（海豚），Lynx（山猫），美国的 S－70/UH－60“黑鹰”、S－76、AH－64“阿帕奇”，俄罗斯的卡－50、米－28，意大利的 A129“猫鼬”等。

第四代，1991 年至现在。第三代涡轮轴发动机，先进的复合材料桨叶（无轴承或弹性铰式新型轴承），机体大部分采用复合材料，桨叶采用先进的高效翼型，桨叶寿命无限；桨毂进一步简化，球柔性和无轴承桨毂获得广泛应用；采用电传操纵，先进的飞行控制、

通信导航等系统。典型机种有：美国的 RAH－66 和 S－92，国际合作的“虎”、NH90 和 EH101 等，称为第四代直升机。采用了这些先进技术之后，使直升机的飞行速度从原来的不到 200km/h 提高到 350km/h，全机振动水平从 0.20g 降到约 0.05g，噪声水平从 110dB 降到小于 80dB。使直升机的舒适性、可靠性、安全性、性能和寿命得到了很大提高。

当今世界主要的直升机公司有：

美国

贝尔（Bell）直升机公司——主要研制机型：贝尔 204，205，206，209（超眼镜蛇），212，214，309，406，409，430，V－22（倾转旋翼机）等。

波音（Boeing）直升机公司——主要研制机型：波音 V－107（陆军编号 CH－46），114（陆军编号 CH－47），RAH－66 等。

休斯（Huges）直升机公司——主要研制机型：休斯 269，369，300，77（AH－64）“阿帕奇”（专用武装直升机）等。

麦道（MD）直升机公司——主要研制机型：MD500，MD520N，MD600N，MD“探索者”。

西科斯基（Sikorsky）直升机公司——主要研制机型：S－58、S－62、S－64、S－65、S－67、S－70“黑鹰”（UH－60），S－76，S－92 等。

法国

法国宇航公司——主要研制机型：SA－318（云雀），SA－321（超黄蜂），AS332MK1/AS532MK2（美洲狮），SA330（美洲豹），SA341（小羚羊），SA350B/AS550（小松鼠），AS365（海豚）。

欧洲直升机公司（法、德直升机公司合并）——主要研制机型：EC130，EC135/EC635，EC665（“虎”直升机）。

英国

韦斯特兰（Whirwind）直升机公司——主要研制机型：“旋风”，“威赛克斯”，韦斯特兰“海王”，韦斯特兰 30 以及英法联合研制的“山猫”等。

意大利

阿古斯塔（Agusta）公司——主要研制机型：A109，A119，A129（武装直升机）。

俄罗斯

卡莫夫公司——主要研制机型：卡－25，卡－26，卡－27，卡－28，卡－29，卡－31，卡－32，卡－50（武装直升机），卡－52（武装直升机），卡－60、卡－62/64（单旋翼带涵道尾桨），卡－115，卡－126，卡－226。

米里公司——主要研制机型：米－4，米－6，米－8，米－10，米－12，米－14，米－17，米－24（武装直升机），米－26，米－28（武装直升机），米－34，米－38。

1.2 直升机的分类

从用途、结构型式、起飞重量及着陆场地等不同角度，直升机可分为多种类别。

1.2.1 按用途分类

直升机从总的用途上可分为军用和民用两大类。前者执行军事使命，后者担负民用任

务。

1. 军用直升机

可分为武装、运输和战斗勤务三大类。

（1）武装直升机：这类直升机在机上安装有武器系统，用于攻击地面、水面和水下目标，或护航和空战，是一种攻击型的武器装备，因此也称为攻击直升机或战斗直升机。根据执行任务不同，武装直升机又可分为以下几种。

1）攻击直升机：又称强击直升机，主要执行对地面、水面目标的攻击任务，用于消灭敌方装甲等各种软硬目标，实施火力支援，这是现代武装直升机的主要任务。通常装备有反坦克导弹、空舰导弹、火箭、航炮、机关枪等武器。

2）空战直升机：也可称为“歼击直升机”，主要用于对付空中目标——敌方直升机，低空飞行的固定翼飞机及其他飞行物，争夺超低空（通常是高度150m以下）制空权，也可为我方运输、战勤直升机护航。

3）反舰直升机：主要执行攻击敌方舰船目标任务，有舰载型和岸基型（以海岸为基地），主要攻击武器为空舰导弹和火箭。

4）反潜直升机：装有搜索和探测潜艇设备（如声纳）及鱼雷、深水炸弹等武器，主要执行搜索和攻击敌潜艇作战任务。

（2）运输直升机：执行运输作战人员、武器装备及各种军用物资、器材等任务。这类直升机可有大小不等的运输能力，但任务类型都是运输，包括使用重型直升机对大型武器装备或物资的吊运。有的运输直升机加装装甲和自卫武器。

（3）战场勤务直升机：简称“战勤直升机”，这是用于执行各种特定作战勤务直升机的统称。

按专门执行侦察、通信、指挥、电子对抗、校射、救护、营救、布雷、扫雷、中继制导和教练等不同任务的需要，直升机配备有完成特定使命的机载任务设备，成为某种专用的战勤直升机。通常有以下种类：

1）侦察直升机：配有专用侦察设备，执行空中侦察获取情报。

2）通信直升机：携带专用通信设备，用于传输信息、数据，执行空中通信（或中继通信）任务。

3）指挥直升机：携带作战指挥、观察、通信等设备，用于实施空中指挥（主要是对己方直升机进行指挥）。

4）电子对抗直升机：配有电子对抗设备，执行对敌雷达和通信系统进行电子对抗任务。

5）校射直升机：配有专用校射设备，为炮兵指示目标和校正射击。

6）救护直升机：配备担架、备有医护人员及简易救护设备，将伤病人员运送至医院或指定地点。这类直升机通常用运输直升机加装担架（可快速拆装）等设施而形成。

7）营救直升机：装有搜索、救援（如救生绞车、急救医疗设备等）和精确定位设备，用于对遇险人员的救援。有的还用于航天营救和回收任务。

8）布雷、扫雷直升机：携带布雷、扫雷设施，实施布雷、扫雷作业。

9）中继制导直升机：携带导弹制导设备，能将目标信息传输给飞行中的导弹，并引导导弹击中目标。

10）教练直升机：具有双座、双操纵系统，专用于飞行员的训练。通常是在这种直升机上进行驾驶术训练，而战术飞行训练，应在武装、运输或各种战勤直升机上进行，各类直升机均可用于训练，尤其是高级驾驶术和战术训练，但并不称这些直升机为专用的教练直升机。

2. 民用直升机

在国民经济建设和公共事务方面民用直升机具有广泛用途，以执行运输任务为主，能担负多种多样的空中作业，按用途大致可分为以下几类：

（1）通用运输直升机：既可内装或外吊物资，也可用于人员运输（有折叠或快速拆装座椅），必要时，亦可安装担架用于救护，或用绞车对遇险人员进行营救。装上任务所需的物资或设施，能实施多种空中特种作业，如空中摄影和转播，护林灭火等。

（2）旅客运输直升机：座舱内设有较舒适的座椅及隔音、减振和其他所需设施，专用于旅客运输，在客运直升机中，有一类经专门设计、机内设施完善、作为领导或重要人员乘坐的直升机，称作专机或公务机。

（3）公共服务直升机：安装任务所需设备（设施），服务于各种公共事业——公安执法、巡逻、观察、环保取样、消防救火、医疗救护、抢险救灾等。这类直升机与通用运输直升机不同的是机上装有固定的任务设备（设施），专门执行上述任务。

（4）特种作业直升机：机上装有任务所需设备（设施），专门执行各种空中特种作业——地球物理勘探、高压输电线路或石油、天然气管路巡检和维护，农业施肥或喷洒农药，牲畜放牧，侦查鱼群等。

（5）起重直升机：这类直升机具有很强的外部吊运能力，视起飞重量的大小，可吊起数吨或十余吨重的物资，可用于建筑、大型设备安装等起重吊运。如俄罗斯的米－10，可吊起8000～11000kg货物；美国的S－64，可吊起13500kg货物。

（6）教练直升机：用于民用飞行人员和私人驾驶员的训练。

1.2.2 按结构型式分类

目前，广泛使用的直升机主要有以下几种型式。

1. 单旋翼直升机

单旋翼直升机上安装一副旋翼，升力和推进力均由旋翼产生，安装在机身尾部的尾桨用以平衡旋翼反扭矩和进行航向操纵。这是当今技术最成熟、数量最多的直升机型式。现在已出现用其他方式平衡反扭矩的单旋翼直升机，如无尾桨的单旋翼直升机。

2. 纵列式双旋翼直升机

纵列式双旋翼直升机简称“纵列式直升机”，两副旋翼沿机体纵轴前、后排列，转向相反使反扭矩相互平衡。这类直升机的典型代表是美国波音－伏托尔公司研制的CH－47。

3. 横列式双旋翼直升机

横列式双旋翼直升机简称“横列式直升机”，此类直升机通常有一对机翼，两副旋翼沿机体横向左、右排列，安装在机翼上，其转向也相反。此类直升机的代表是苏联的米－12，但其产量并不大。

4. 共轴式双旋翼直升机

共轴式双旋翼直升机简称“共轴式直升机”，两副旋翼上、下共轴安装且转向相反，

反扭矩相互平衡。此类直升机的典型代表是俄罗斯卡莫夫集团研制的卡氏系列。

5. 交叉式双旋翼直升机

交叉式双旋翼直升机简称“交叉式直升机”，两副旋翼沿机体横向左、右排列，但其轴线呈“V”形交叉，反向协调旋转。这类直升机的典型代表是美国卡曼公司的 K－MAX 直升机。

6. 倾斜旋翼飞行器

倾斜旋翼飞行器是直升机和固定翼飞行器的一种组合。垂直起降、飞行和悬停由旋翼提供升力，前飞时将旋翼倾转成为推进螺旋桨，升力则由固定机翼提供。此类直升机的代表是美国贝尔公司研制的 V－22，贝尔公司与意大利阿古斯塔公司联合研制的 BA609。

7. 复合式直升机

在这种直升机上加装有机翼和推进装置，前飞时推进力主要由推进装置提供，升力由机翼和旋翼共同产生。垂直飞行、悬停和垂直起降主要由旋翼提供升力。

8. 桨尖喷气驱动式直升机

在旋翼的桨叶尖端装有喷气发动机，或由机内提供的压缩空气通过桨尖喷管喷出，驱动旋翼旋转。这种旋翼对机体不产生反扭矩，因而无需采用平衡措施。

1.2.3 按起飞重量分类

同其他飞行器一样，重量问题是直升机研制、生产和使用中非常令人关注的问题。按重量对直升机分类，具有技术、经济、使用多方面的内涵。在武装、运输和战勤三大类直升机中，人们尤其重视直升机的吨位（起飞重量）、空机重量、有效载荷、客（货）舱容积、外吊能力、航程及续航时间等，不同的吨位也意味着采购价格的差别。

按最大起飞重量可将直升机大致分为：小型、轻型、中型、大型和重型。

1. 小型直升机

小型直升机是最大起飞重量在 2t 以下的直升机。如法国的 SA319 云雀系列、EC120，贝尔 206 等。

2. 轻型直升机

轻型直升机是最大起飞重量在 2～4t 的直升机。如法国的“小松鼠”、“小羚羊”，意大利的 A119。

3. 中型直升机

中型直升机是最大起飞重量在 4～10t 的直升机。如法国的“海豚”（SA365）、NH－90，美国的“黑鹰”（UH－60），英国的韦斯特兰 30 等。

4. 大型直升机

大型直升机是最大起飞重量在 10～20t 的直升机。如美国的 CH－47、CH－53，俄罗斯的米－8，米－17等。

5. 重型直升机

重型直升机是最大起飞重量大于 20t 的直升机。如俄罗斯的米－26，最大起飞重量为 56000kg，已生产近百架，可载近百名乘客，可吊运 20000kg 货物，是当之无愧的直升机巨无霸。

目前，各类直升机的有用装载为最大起飞重量的 40%～50%。

1.2.4 按其他方法分类

为研制或使用的需要，有时也用其他方法来区分不同的直升机。

按安装发动机的数量，可分为单发、双发或多发（三台以上）直升机（如直八，装有三台发动机，两台在主轴前，一台在主轴后，倒置）。

按驾驶员座位区分，可分为单驾驶或双驾驶，座位有横列式和串列式之分，绝大多数直升机座位是横列式布置，而专用武装直升机座位通常是串列式布置。

按允许的起降场地不同可分为：只能在陆地起降的为陆用直升机，大部分直升机属于这一类；既可在陆地、也能在水面起降的为水陆两用直升机，如直八、S-61（海王）；以军舰或船只为起降基地的为舰（船）载直升机。

随着现代战场对军用直升机提出的隐身要求，将在降低直升机的雷达散射面积、红外辐射强度以及光学、声学等目标特性方面做出不同的努力，因而会以隐身能力的不同，区分为隐身、准隐身、非隐身直升机。

随着电子技术的发展，出现了可以按一定程序自主飞行或由地面（或他机）进行遥控的直升机，这种直升机没有飞行员。因而，按有人、无人驾驶也可分为有人驾驶和无人驾驶直升机。

1.3 直升机常用的名词术语

1.3.1 重量

1. 空机重量

空机重量是指机体、升力系统、动力装置、传动装置、着陆装置、操纵系统、管路系统、适应规定任务的固定设备等重量的总和。

2. 有效装载（有效载荷）

有效装载（商载）是指与任务有关的载重。包括除空勤人员以外的人员、装备、货物、武器弹药等的重量。

3. 总燃油量

总燃油量是由直升机装载规定的或由起飞重量所限制的燃油总重量。

4. 有用装载（总载荷）

有用装载是指有效装载、总燃油量、滑油、液压油、其他液体及空勤人员等重量的总和。

5. 总重

总重是指空机重量和有用装载之和。直升机重量构成见图1-1。

6. 基本设计重量

基本设计重量又称正常起飞重量。完成战术技术要求规定的主要任务所携带的全部内部和外部装载时的直升机重量。此重量对飞行性能无特殊限制。

7. 最大设计总重

最大设计总重又称最大起飞重量。按战术技术要求所规定的直升机最大重量。此重量

对飞行性能有一定限制。

8. 最小设计总重

最小设计总重是指实际使用中可能出现的最小重量。

9. 重量、重心包线

直升机不同总重与其相应极限重心位置的组合。

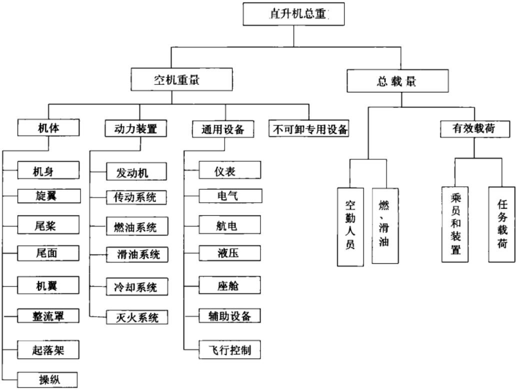


图 1-1 直升机重量构成

1.3.2 速度

1. 垂直上升率

垂直上升率是指直升机在标准大气条件下定常垂直上升时单位时间内增加的高度。

2. 最大爬升率

最大爬升率是指直升机在标准大气条件下以久航速度斜向爬升时单位时间内增加的最大高度。

3. 不可超越速度

不可超越速度又称不可逾越速度。受振动、操纵性、结构强度、寿命等限制而由设计确定的不允许超过的极限飞行速度。该速度小于或等于极限俯冲速度。

4. 极限俯冲速度

极限俯冲速度为最大设计平飞速度与某一系数的乘积，此系数的具体数值根据直升机

的用途确定。

5. 最大平飞速度

最大平飞速度是在一定高度上，发动机以最大连续功率或中等应急功率或主减功率限制，直升机所达到的最大定常水平飞行速度。

6. 巡航速度

巡航速度是指适用于直升机持续飞行的定常水平飞行速度。

7. 久航速度

久航速度又称经济速度、续航速度。直升机用于达到最大飞行时间所对应的飞行速度，即小时耗油量最小的速度。

8. 远航速度

远航速度又称有利速度。直升机用于达到最大飞行距离所对应的飞行速度，即公里耗油量最小的速度。

9. 指示空速

指示空速是指显示在直升机空速表上的速度，此速度已按海平面标准大气绝热压缩流校准，但未修正空速系统误差。

10. 校准空速

校准空速是指经过位置误差和仪表误差修正的指示空速。在海平面标准大气条件下，校准空速与真空速相等。

11. 真空速

真空速相当于未扰动空气的空速。

12. 地速

地速是指直升机相对地面的速度。

13. 旋翼诱导速度

旋翼诱导速度是指旋翼在产生拉力时推动空气使空气加速，所增加的速度。

14. 旋翼桨尖速度

旋翼桨尖速度是指旋翼旋转角速度与其半径的乘积。

1.3.3 角度

1. 桨盘迎角

桨盘迎角是指自由来流速度与旋翼构造平面的夹角。

2. 桨叶挥舞角

桨叶挥舞角是指铰接式旋翼为桨叶绕挥舞铰相对于旋翼构造平面转过的角度，无铰式旋翼为当量挥舞铰径向位置点和桨尖的连线与旋翼构造平面所夹的角。

3. 桨叶摆振角

桨叶摆振角是指铰接式旋翼为桨叶绕摆振铰相对于旋翼构造轴与摆振角构成的平面转过的角度，无铰式旋翼为当量摆振铰径向位置点和桨尖的连线与旋翼构造轴和当量铰构成的平面所夹的角。

4. 旋翼锥度角

旋翼锥度角是指桨叶挥舞角的平均值。

5. 旋翼后倒角

旋翼后倒角是指旋翼桨尖平面相对于旋翼构造平面后倒的角度。

6. 旋翼侧倒角

旋翼侧倒角是指旋翼桨尖平面相对于旋翼构造平面侧倒的角度。

7. 桨叶剖面安装角

桨叶剖面安装角是指桨叶剖面几何弦线与旋翼构造平面之间的夹角。

8. 总距

总距又称总桨距。旋翼各片桨叶特征剖面安装角的平均值。

1.3.4 力和力矩

1. 旋翼拉力

旋翼拉力是指旋翼气动合力在旋翼构造轴方向的分量。

2. 旋翼后向力

旋翼后向力是指旋翼气动合力在旋翼构造平面内的纵向分量。

3. 旋翼侧向力

旋翼侧向力是指旋翼气动合力在旋翼构造平面内的侧向分量。

4. 桨毂力矩

桨毂力矩是指作用在旋翼桨毂上的俯仰力矩和滚转力矩。

5. 旋翼反扭矩

旋翼反扭矩是指发动机驱动旋翼旋转时，旋翼对机身的反作用力矩。

6. 铰链力矩

铰链力矩是指绕变距铰轴线的扭矩。

1.3.5 功率

1. 旋翼型阻功率

旋翼型阻功率是指旋翼翼型阻力所消耗的功率。

2. 旋翼诱导功率

旋翼诱导功率是指旋翼在产生拉力时推动空气使空气加速所消耗的功率。

3. 废阻功率

废阻功率是指直升机前飞时，机身、起落架、桨毂等的阻力（直升机废阻）所消耗的功率，它等于直升机废阻乘以飞行速度。

4. 旋翼可用功率

旋翼可用功率是指由发动机提供给旋翼实际可用的功率。

5. 旋翼需用功率

旋翼需用功率是指飞行时旋翼需要消耗的功率。

6. 功率利用系数

功率利用系数是指旋翼可用功率与发动机输出轴功率之比。

1.4 直升机的命名

直升机刚一开始研制，通常就给它起个名字，世界各国对直升机的命名不尽相同，大多数直升机是以公司的名字（或字头或第一个字母）来命名。如：

俄罗斯的米里、卡莫夫集团研制的直升机则以“米”、“卡”加数字来命名，如米-26，卡-29等。

欧洲直升机公司（简称欧直）则以EC加数字命名，如EC-120等。

意大利的奥古斯塔（Agusta）则以第一个字母加数字命名，如A-129。

美国的贝尔（Bell）、西科斯基（Skorsky）公司生产的直升机则分别以“Bell”和第一个字母“S”来命名，如Bell212，S-76等。

在美国，当把直升机交付给军方后，军方按其用途又给它起一个新的名字，其字母的含义是：

H——直升机。

A——武装、攻击，如AH-64是武装直升机。

C——运输，如CH-53，CH-47，是运输直升机。

U——多用途，如UH-60（黑鹰）是多用途直升机。

O——观测，如OH-58。

Y——实验。

R——侦察。

S——反潜（舰）。

T——教练。

X——研究或实验用。

V——倾转旋翼，如V-22。

此外，很多直升机还有个绰号，如米-24，又叫母鹿，AS365N，又叫海豚等，详见附录2。

在我国，直升机的命名以“直”字开头，后面加数字，且从“5”开始命名，如直5，直8等，而没有直2，直3等。

第2章　直升机的一般介绍

在直升机的发展初期，曾出现各种型式的直升机，如横列式双旋翼直升机、交叉式直升机、复合式直升机、桨尖喷气驱动式直升机等，随着直升机技术的发展，有些型式的直升机已被淘汰，有些型式虽没淘汰但使用的很少。现在，仅留下单旋翼带尾桨式直升机、纵列式直升机和共轴式直升机以及少量的交叉式直升机，纵列式直升机以波音直升机公司研制的 V-107（美海军编号 CH-46）和波音 114/414（美陆军编号 CH-47）为代表，后者已生产约1200架；共轴式直升机以俄罗斯卡莫夫公司研制的卡系列为代表；交叉式直升机以美国的卡曼公司 K-MAX 为代表。而世界各国的直升机公司研制的绝大多数直升机是单旋翼带尾桨式直升机，在直升机总数中占 80%~90%。下面所要讨论的直升机均是指此类直升机，除非另有说明。

2.1　直升机构造

当你站在一架单旋翼带尾桨式直升机面前时，你可看到：机身、旋翼、尾桨、起落架、发动机舱等，如果你进入驾驶舱，你可看到仪表板上装有各种仪表，如空速表、地平仪、高度表、转速表以及发动机仪表等，还可看到各种开关、驾驶杆、总距杆、脚蹬等；如你打开动力舱，你可看到：发动机、燃油和滑油导管等。作为一架能正常飞行的直升机，它至少由以下几部分组成：

（1）机身：包括驾驶舱、机舱、尾梁、平尾、垂尾等。

（2）升力系统：包括旋翼、尾桨等。

（3）动力系统：包括发动机、燃油和滑油系统等。

（4）传动系统：包括主减速器、中间减速器、尾减速器、尾传动轴、联轴节、离合器等。

（5）操纵系统：包括总距-油门杆、纵/横向周期变距（驾驶杆）、航向操纵（脚蹬）、自动倾斜器、拉杆、摇臂、助力器等。

（6）起落架：有轮式起落架和滑橇式起落架之分。后者多用在小型直升机上。前者又分为前三点式（三个机轮，前面一个，后面两个）和后三点式。

（7）电气、仪表、无线电：电气保证发动机的启动、各设备的供电和配给等；仪表包括空速表、地平仪、高度表、转速表等；无线电保证飞行员的通信和导航。

（8）设备：包括通风、加温、灭火、氧气等系统。

对武装直升机还包括武器系统等。

典型的直升机构造见图2－1。

下面仅介绍与飞行有关的气动力部件。

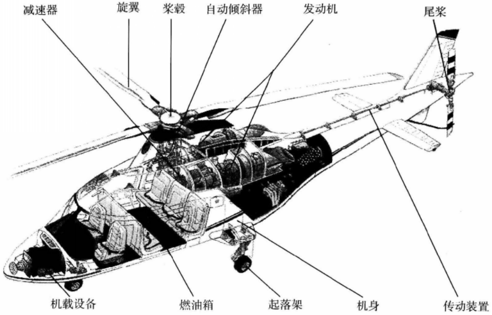


图2－1　典型直升机结构

2.2　旋　翼

旋翼是直升机最重要的部件。在飞行中，旋翼产生升力，起到了飞机机翼的作用；同时还产生拉力，起到飞机螺旋桨或喷气发动机的作用。不仅如此，旋翼还起到飞机副翼、升降舵的作用。为了实现上述功能，旋翼总的气动力矢量即拉力，方向可变，大小可变。此外，旋翼工作时引起的振动、噪声是全机主要振动、噪声的来源。总之，旋翼关系到直升机的性能、飞行品质，影响到直升机的可靠性、舒适性，理解了旋翼的空气动力特性，就不难掌握有关直升机的飞行原理了。

2.2.1　旋翼的一般介绍

1. 旋翼的旋转方向

当旋翼在旋转时，有的旋翼是右旋，有的是左旋。若伸出右手，大拇指向上（指向旋翼升力方向），其余四指握拳方向与旋翼旋转方向一致，则该旋翼是右旋旋翼；反之，若伸出左手，其余四指握拳方向与旋翼旋转方向一致，则该旋翼是左旋旋翼。

从空气动力学角度，左旋和右旋旋翼的气动特性没什么差别，但由它而引起的机身构造有所不同，如右旋旋翼，机身舱门在右侧，尾桨通常在机身左侧；而左旋旋翼与之相

反，机身舱门在左侧，尾桨通常在机身右侧。

在直升机设计时，是采用左旋还是右旋旋翼，这与设计者的习惯有关。如美国，一般采用右旋旋翼；而俄罗斯则采用左旋旋翼。

对于尾桨的旋转方向判定，也可采用上述方法，大拇指指向正常飞行时的尾桨拉力方向，其余四指握拳方向为旋转方向。通常，旋翼是右旋，尾桨也是右旋，尾桨下面桨叶向前转（底朝前）。

2. 旋翼的作用

旋翼的作用概括起来有以下五点。

（1）产生向上的升力。旋翼产生的向上升力用以平衡直升机的重力以及机身、平尾、机翼等部件在垂直方向上的分力，类似于飞机机翼的作用。

（2）产生向前的水平分力，克服空气阻力使直升机前进，类似于飞机上推进器的作用（例如螺旋桨或喷气发动机）。

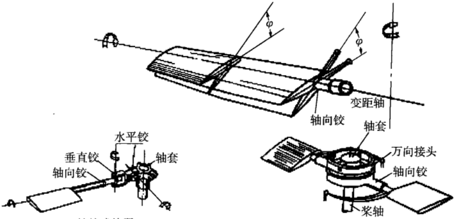
（3）在悬停时，产生侧向或向后水平分力，使直升机进行侧飞或后飞。

（4）产生分力及力矩对直升机进行控制或机动飞行，类似于飞机上各操纵面的作用。

（5）若发动机在空中停车，通过操纵旋翼可使其像风车一样进行自转，仍能产生升力，保证直升机安全着陆。

3. 旋翼的运动

旋翼由数片桨叶（翼面）和一个桨毂（又称轴套）组成。工作时，桨叶与空气做相对运动时，产生空气动力。桨毂则是用来连接桨叶和旋翼轴，以转动旋翼。桨叶一般通过铰接方式与桨毂相连，典型的铰接式旋翼见图 2－2。



a. 铰接式旋翼　　b. 万向接头式旋翼

图 2－2　典型的铰接式旋翼

旋翼的运动与固定翼飞机机翼的运动不同，由于旋翼的桨叶除了随直升机一同做直线或曲线运动外，还绕旋翼轴旋转，桨叶还做挥舞、摆振和变距运动，因此桨叶的空气动力现象要比机翼复杂的多。

先来考察一下旋翼的轴向直线运动，也就是考察直升机垂直飞行时旋翼的工作情况，它相当于飞机上螺旋桨的工作情况，不过一个是垂向，一个是水平方向。由于两者技术要

求不同，旋翼的直径大、转速低，桨叶在挥舞平面刚度低、变形大，而螺旋桨的直径小、叶片刚度大且转速高，所以在分析、设计二者时也就有很大不同。

假设某一旋翼，桨叶片数为k，以恒定角速度Ω绕旋翼轴旋转，并以速度V_Y沿旋翼轴做上下直线运动，如果在想像中用一中心轴线与旋翼轴重合，而半径为r的圆柱面把桨叶截开（图2-3），并将这圆柱面展开成平面，就得到桨叶剖面。既然这时桨叶包括旋转运动和直线运动，对于叶剖面来说，应有切向速度（等于Ωr）和垂直于旋转平面的速度（等于V_Y），而合速度W是两者的矢量和。显然可以看出，用不同半径的圆柱面所截出来的各个桨叶剖面，它们的合速度W是不同的：大小不同，方向也不同。如果再考虑到由于桨叶运动所激起的附加气流速度（诱导速度），那么桨叶各个剖面与空气之间的相对速度就更加不同。与机翼相比，这就是桨叶工作条件复杂，对它的分析比较麻烦的原因所在。

这只是在垂直飞行时的桨叶剖面气动力分析，在水平前飞时，在桨盘每个方位ψ、每个半径r处切向速度（等于$\Omega r + V_0 \sin\psi$）不同，由于桨叶挥舞，在垂直于旋转平面又多了个挥舞速度（$r\beta$）；由于桨盘前倾，垂直于桨盘的前飞速度分量也加入到气流合速度，同时，诱导速度分布也远比垂直飞行复杂的多，这样旋翼的气动力分析就更加复杂化。

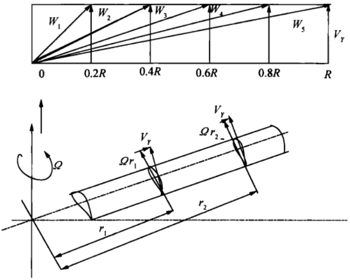


图2-3 在垂直飞行时，桨叶各剖面的速度

4. 作用在桨叶上的力

直升机在飞行时，作用于桨叶上的力（在挥舞平面）如图2-4所示。为简便起见，可认为所有各力均作用在桨叶重心上。重力G_b使桨叶绕水平铰产生向下转动的趋势；桨叶升力Y_b使桨叶绕水平铰产生向上转动的趋势，由于桨叶升力比其重力大9~14倍，所以桨叶升力力矩的作用要比重力大很多，使桨叶向上抬；旋翼在旋转时，桨叶产生很大的离心力F_C，F_C垂直于旋翼旋转轴并平行于桨毂旋转平面，其值为桨叶升力的20~30倍，它总是阻止桨叶偏离桨毂旋转平面，并限制桨叶上扬。由于作用在桨叶上各力的影响，使旋翼桨叶不是在桨毂的旋转面上旋转，而是沿锥面旋转，形成一个旋转锥体。锥度角β大

小取决于作用在桨叶上的各力对水平铰所产生的力矩平衡条件，即各力矩之和应等于零。

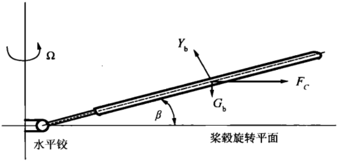


图2-4　作用于桨叶上的力

2.2.2　旋翼的基本参数

1. 旋翼的几何参数

(1) 旋翼直径 D 和半径 R

旋翼旋转时，桨尖所画圆圈的直径，叫旋翼直径，用 D 表示。大型直升机的旋翼直径可达35m，如米-6；小型直升机的直径也有5~6m以上，如单人直升机 Mini-500，直径仅5.85m。

(2) 旋翼实度 (solidity)

各片桨叶实占面积与整个桨盘面积之比，叫旋翼实度。用希腊字母 σ 表示。如 k 为桨叶片数，则实度可近似为：

$$\sigma = \frac{kb_7}{\pi R}$$

b_7 为桨叶半径70%（美国取75%半径）处的宽度，这是因为根据旋翼气动力计算，在桨叶半径70%（或75%）处的桨叶宽度 b_7 具有代表性。现代直升机的桨叶宽度多为等宽度，所以 $b = b_7$。

旋翼桨叶片数一般为2~8片，轻型直升机桨叶片数较少，通常为2~4片，而重型直升机则达6~8片，如俄罗斯的米-26，旋翼桨叶8片。旋翼实度 σ 的数值在0.03~0.14之间。

在传统的参数选择方法中，实度的选择是在确定了桨盘载荷和桨尖速度之后进行的。

实度对飞行性能影响可概述为：根据实度的定义，实度越大，在重量不变的条件下，意味着单位面积桨叶上的载荷变小了，从而叶素的迎角变小了。这将推迟旋翼的气流分离失速，旋翼可产生更大的拉力。旋翼实度确定后，剩下的工作就是在桨叶弦长和桨叶片数之间分配旋翼实度了。

桨叶片数越多，意味着弦长越小。其有利之处是：第一，可减少机体的振动水平；第二，由于弦长小了，可减小桨尖损失，提高飞行性能。其不利之处是片数多了，增加了桨毂结构的复杂性、重量和废阻，并因此而增加了维护的困难，对采用金属铰接式桨毂的旋翼，这一缺点显得特别突出。近年来，随着技术的日益发展，新桨毂型式的不断采用，大大简化了桨毂结构。较之铰接式金属桨毂，新的桨毂无论在阻力，重量、工艺性和维修上

都有很大的改善。因此，多桨叶片数，窄弦长的设计转而为人们优先采用。

与多桨叶片数设计相反，低桨叶片数设计的优点是桨毂简单，旋翼重量轻，成本也较低。不过，由于上述原因，这些优点已变得不那么显著。另外，由于弦长较大，其抗弹击能力高。其主要不足之处是大大增加机体振动设计的困难。

选择实度时要考虑机动性能、悬停升限、动升限、最大平飞速度等。实度大，机动性能好，升限高，最大平飞速度大。其不利之处是实度越大，意味着旋翼重量增加，其型阻也越大，这将降低直升机的航程和续航时间。

(3) 桨叶的几何扭转

为使空气动力沿桨叶的分布比较均匀，减小由于诱导速度分布不均匀而引起的附加功率损失，通常都把桨叶做成负的几何扭转，即从桨根到桨尖，桨叶安装角逐渐减小，见图2-5。

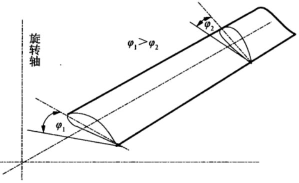


图2-5 桨叶的几何扭转

桨叶的扭转，可分为线性扭转和非线性扭转。线性扭转比较容易制造，非线性理想扭转则根据空气动力优化设计的需要进行扭转，但制造比较困难。现代直升机桨叶多采用线性扭转。

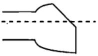
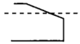
(4) 桨叶平面形状

桨叶平面形状常见的有矩形、梯形和矩形加后掠形桨尖等。近年来桨尖的形状变化发展较多，见表2-1，目前还没有公认的最佳形状。

表2-1 使用中的桨尖形状

公司	桨尖形状		装备机种
西科斯基		双后掠	S-70
		后掠尖削	S-76

续表

公司	桨尖形状		装备机种
波音、贝尔		尖削	BV－360、Bell－209、Bell－249
休斯		双后掠	AH－64
法国宇航		后掠	SA332、SA365N、P120
		抛物线后掠	
韦斯特兰		BERP 桨尖	SH－14B/C、EH101
德国 MBB		前突后掠	改进 BO－28
		长尖削	
苏联		后掠	Mi－28

可以肯定的是，这些改进的桨尖形状都使直升机的性能有不同程度的提高。通常的做法是通过采用前缘后掠来减小高速前飞时前行桨尖的压缩性效应。

非矩形桨尖的一个效能是减小了桨叶通过或靠近从先行桨叶脱出的集中桨尖涡所产生的桨叶载荷和噪声。

非矩形桨尖还有一个有利的影响，即动态扭转。在大速度前飞时，大多数有负扭转的桨叶在前行桨尖上载有无益的向下载荷。在后掠桨尖上这一向下载荷作用于结构轴后面，因而使桨叶抬头，减小了向下载荷，减少了气动力损失；在后行桨尖处，向上载荷会将桨叶前缘向下扭转，从而减弱后行桨叶失速；悬停时，向上载荷会增加桨叶扭转，对悬停性能有利。

桨尖形状的设计，应按任务要求及所选翼型的气动特性进行综合分析，特别是应进行试验，才能确定设计方案。

（5）桨叶剖面形状——翼型

桨叶剖面形状与飞机机翼剖面形状相类似，均称作翼型。为了具有良好的旋翼性能，要求有最佳翼型及沿桨叶半径具有最佳的翼型配置。为此应注意下述几点：

1）在前行桨叶的高速段，避免激波损失。

2）在后行桨叶的大迎角区，避免失速。

3）在悬停时，以及中等速度和中等迎角时，要求升力系数 C_y 对阻力系数 C_x 之比尽可能大；

4）当桨叶剖面迎角改变时翼型上压力中心位置变化很小，也就是空气动力力矩系数 C_m 变化很小。

这样，为使旋翼获得最佳性能，往往要把桨叶翼型设计成沿展向变化，采用成套的翼型去分别满足桨叶不同半径处不同方位角的不同要求，使桨叶在不同气动环境中发挥不同翼型的性能。如在后行桨叶不易产生气流分离且具有较大的升力系数；而前行桨叶则有较大的阻力发散 M 数。

在满足桨叶结构要求的条件下，选择直升机旋翼桨叶的翼型和外形，给出旋翼良好的气动效率是一件非常困难的工作，这是由于旋翼工作的气动环境很复杂，所用的翼型必须考虑到许多不同飞行状态旋翼工作环境的多种约束。这些约束在多数情况下是相互矛盾的，最后的设计方案必定是一种优先满足战技要求的折中选择方案。

翼型的选用直接影响旋翼气动性能和桨叶操纵拉杆载荷，需要分析悬停状态、前飞状态、机动飞行等飞行状态的桨叶气动设计要求。

对于悬停状态，品质因素是衡量旋翼气动效率的一个重要指标。高的品质因素要求在翼型升力系数 $C_y \approx 0.6$ 时和马赫数 $M = 0.5 \sim 0.6$ 时翼型的升阻比要高，力图使旋翼有良好的升力能力，也就是在中等叶剖面迎角和中等马赫数时，要求翼型的阻力要小；对于旋翼来说，翼型具有良好的失速特性是十分重要的。在前飞时，失速最严格的限制是在前飞时的后行桨叶上，要求翼型在低马赫数到中等马赫数的情况下有大的升力系数。前飞时，桨叶同时在旋转，叶剖面迎角在周期地变化，失速周期地发生，因此，确切地说，翼型必须有良好的非定常失速特性。然而，一般来说，具有良好静态失速特性的翼型也具有良好的动态失速特性。所以，如果没有可用的非定常实测数据的话，则基于静态数据来选择翼型也是有根据的。高速前飞时，前行桨叶桨尖马赫数很大，要求桨叶叶尖外段翼型阻力发散马赫数 M_{dd0} 要高，以减少压缩性影响，以避免桨盘前行一侧出现激波，使阻力剧增；对机动飞行，要求翼型最大升力系数 C_{ymax} 要高，以提供足够的旋翼拉力；桨叶上的气动扭矩会传到操纵系统，特别是在前飞时，叶剖面迎角和动压都有很大的周期变化，为了避免过大的操纵系统载荷，要求翼型的力矩系数 C_{m0} 要小。

根据气动设计要求来选择翼型，或据此提出设计新翼型指标。按桨叶各段工作环境，可以将桨叶分为以下区段：

内侧剖面，一般认为 $\bar{r} \leqslant 0.75$；

中段剖面，一般认为 $0.75 < \bar{r} \leqslant 0.9$；

桨尖区剖面，一般认为 $\bar{r} > 0.9$。

根据需要分区段选取不同翼型，满足不同区段工作要求，一般来说选 1～3 种翼型。目前新型号的旋翼桨叶大都选取 2～3 种翼型进行混合配置，可以更好地满足不同剖面工作的需要，使旋翼的气动性能更为优良。

2. 旋翼的气动参数

（1）桨盘载荷

桨叶旋转所画的圆面积，叫桨盘面积，直升机的飞行重量与桨盘面积的比值叫作桨盘

载荷。即

$$P=\frac{G}{F}$$

式中：P——桨盘载荷（kg/m^2）；

G——直升机的飞行重量（kg）；

F（$=\pi R^2$）——旋翼桨盘面积（m^2）。

桨盘载荷是直升机飞行性能的一个重要参数，目前直升机的桨盘载荷范围为（12～70）kg/m^2。很显然，直升机桨盘载荷越大，意味着旋翼产生同样升力时直径越小，直升机的结构外形尺寸也越小越紧凑，从而空重可相应减小。这是大桨盘载荷的显著的优越之处，是许多设计者选择大桨盘载荷设计的最主要原因。但是，大的桨盘载荷会带来许多不利，因为桨盘载荷越大，诱导速度越大，需要的诱导功率也就增大，直升机的需用功率增大，将降低悬停升限；同时，诱导速度大，这对于直升机的悬停工作状态是十分不利的。特别是在尘沙、雪或松软的地面上空悬停时，由于大的诱导速度将掀起地面上的尘沙和雪，遮蔽飞行员的视界，并穿过旋翼，造成桨叶前缘磨损，由于叶尖部分速度大，磨损的更严重些；尘沙被发动机吸入，给使用带来严重的问题。因此，若直升机的使用是以悬停或贴近地面工作方式为主，则选择尺寸小，桨盘载荷大的直升机就很不合适了。

一般来说，主要依据任务要求来选择桨盘载荷。对以运输为主，而且对静、动升限要求较高的直升机，则应选择较小的桨盘载荷。对要求较高的飞行速度，好的机动性，较小的线性尺寸，而功率比较富裕的直升机则可选择较大的桨盘载荷。

在桨盘载荷和设计起飞总重确定后，旋翼直径也就相应确定了。

（2）旋翼迎角

直升机的相对气流与桨毂旋转平面之间的夹角，叫旋翼迎角，用 α_s 表示，如图 2－6 所示。飞行状态不同，旋翼的迎角则不同，可大可小，可正可负。

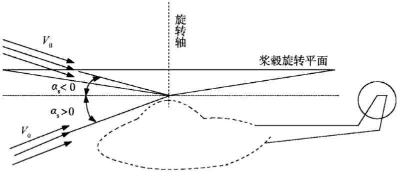


图 2－6　旋翼迎角

如果气流自下而上吹向桨毂旋转平面，相应于直升机下滑，旋翼迎角为正，对应于直升机下降状态；如果气流自上而下吹向桨毂旋转平面，相应于直升机斜爬升，则旋翼迎角为负，对应于直升机爬升状态。

（3）桨叶剖面迎角

桨叶旋转时，桨叶剖面的相对气流合速度（W）与翼弦之间的夹角，叫作桨叶剖面迎角，用 α 表示。当 $\varphi=0$ 时，相对气流 V_y 从弦线的下方吹来，迎角为正。

桨叶剖面迎角和旋翼迎角是有根本区别的，不要混淆，见图2-7。

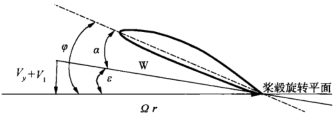


图2-7 桨叶剖面迎角

（4）桨叶剖面安装角和总距

桨叶某一剖面的翼弦与桨毂旋转平面之间的夹角，叫该剖面的桨叶安装角，用 φ 来表示（图2-7）。相对于桨毂旋转平面，桨叶前缘高于后缘，φ 为正。这里把桨叶半径0.7R处的剖面（称特征剖面，在西方的文献中，以0.75R为准）安装角叫作该桨叶的桨距，各片桨叶的桨距的平均值叫旋翼的总距，用 φ_7 表示。驾驶员通过直升机的操纵系统可以改变旋翼的总距和桨距，根据不同的飞行状态，改变总距。在爬高时，采用大总距；而在下降和自转时采用小总距。总距的变化范围约0°~15°，对舰载直升机，最小总距常为负值。

（5）旋翼转速和角速度

旋翼转速（n）一般以每分钟一转数为单位（r/min），而角速度（Ω）以每秒钟一个弧度为单位（rad/s），二者关系如下

$$\Omega=\frac{\pi n}{30}$$

旋翼转速受到叶尖速度的限制。当旋翼半径一定时，旋翼转速越大，则叶尖速度越大，直升机在以 V_0 速度前飞时，前行桨叶（在90°方位）的叶尖速度等于（$\Omega R+V_0$），为避免前行桨叶出现过大的压缩性，目前旋翼园周速度一般小于220m/s。

在前飞时，后行桨叶（在270°方位）的叶尖速度等于（$\Omega R-V_0$），显然，ΩR 越小，飞行速度越大，则后行桨叶相对气流速度越小，在叶根会出现大面积的反流区，在桨叶外侧，由于相对气流速度小，会出现大面积的气流分离区。因此，旋翼圆周速度 ΩR 不能太小。旋翼桨尖速度不仅关系到飞行性能，而且关系到直升机的结构重量。

从性能角度考虑，在前飞时，桨尖速度越大，前行桨叶越容易产生激波阻力，引起需用功率的迅速增加，这便限制了桨尖速度的增大。除此之外，桨尖速度大了，会使旋翼产生很大的噪声，这对隐身有很高要求的武装直升机来说是个很严重的问题。

从重量方面看，在同样半径下，桨尖速度越高，其主减传动比越小，这将减小减速器的重量和尺寸。正是由于这一原因，只要可能，设计师总是尽量采用高的桨尖速度。一般直升机的桨尖速度范围为205~215m/s。

旋翼转速过高还会带来严重的动力学问题，如在旋翼模型风洞试验时，用于试验的旋翼模型通常直径约4m，但为了保证与实物的 M 数（马赫数）相似，旋翼模型转速非常高，达1000r/min，高的转速，必然产生很大的离心力，因离心力与转速的平方成正比。对动部件（如桨毂）的制造精度要求非常高，在试验时这些部件的故障率也非常高。因此，小型直升机的圆周速度一般控制在160m/s左右，即使这样，旋翼转速也达500~

600r/min。所以，小型直升机的飞行速度比较小。

（6）旋翼状态特征系数μ和入流系数λ

垂直飞行（垂直上升或垂直下降）和悬停时气流近似沿旋翼旋转轴流动。

直升机以速度V_0前飞时，由于桨盘前倾，气流斜吹旋翼，相对气流速度V_0可分解为两个分量（图2-8），一个是沿旋翼旋转轴方向的分量（$V_0\sin\alpha_s$），一个是沿桨毂旋转平面的分量（$V_0\cos\alpha_s$）。

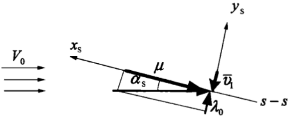


图2-8　旋翼的特征系数μ和入流系数λ

沿桨毂旋转平面的气流分速同桨尖圆周速度之比，叫作旋翼状态特征系数，又称前进比，用希腊字母μ表示，即

$$\mu = \frac{V_0\cos\alpha_s}{\Omega R}$$

式中：$V_0\cos\alpha_s$——相对气流在桨毂旋转平面的分速（m/s）

α_s——旋翼迎角（rad），前飞时一般为负

ΩR——桨尖圆周速度（m/s）

水平飞行中当旋翼迎角比较小，余弦接近1时，可近似地把飞行速度同叶尖圆周速度之比值当作μ，即

$$\mu \approx \frac{V_0}{\Omega R}$$

可以说，μ值表示气流对旋翼的斜吹程度。系数μ是影响旋翼工作条件的很重要的特性参数。在气动力计算中μ是基本参数，根据这一参数研究其它特性。直升机旋翼的μ值随飞行速度变化而变化。在垂直飞行或悬停时$\mu=0$。保持最大速度平飞时μ值可达到0.35~0.40，现代武装直升机，μ值甚至可达0.50。μ值增大，就意味着飞行速度增大，或者旋翼转速减小。大的μ值，这对旋翼工作是不利的，导致前行桨叶出现大面积的激波失速、后行桨叶出现大面积的反流区和气流分离，旋翼工作条件变得非常恶劣，使直升机振动加剧，操纵变得异常复杂，铰链力矩突增。

μ值还说明桨叶反流区（气流不是从翼型前缘，而是从翼型后缘吹来）的情况。图2-9是以d为直径所画出的圆，是旋翼旋转时桨叶产生反流的那一部分桨盘面积，此圆就是前面提到的不产生升力的无效部分。飞行速度越大，该圆的面积越大，这说明，随着速度的增大，旋翼的有效面积越小。

入流系数λ是沿旋翼旋转轴流速分量同桨尖圆周速度之比值。对于旋翼空气动力计算来说，也是表示直升机飞行状态很重要的特性参数，可表示为：

$$\lambda = \frac{V_0\sin\alpha_S - v_1}{\Omega R}$$

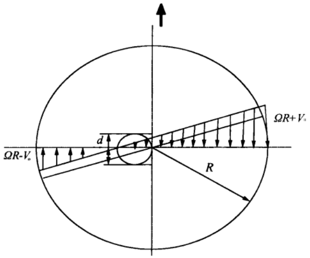


图2－9　在前飞时桨叶各剖面的流速分布

式中：v_1——旋翼旋转平面的平均诱导速度。

保持最有利的上升率状态时，最大人流系数 $\lambda \approx 0.2$。在最大速度状态 $\lambda = 0.02 \sim 0.08$；在悬停状态 $\lambda = 0.08 \sim 0.1$。

（7）桨叶剖面的来流角

桨叶剖面的相对气流合速度由平行于桨毂旋转平面的和垂直于该平面的相对气流所合成，见图2－7。它与桨毂旋转平面的夹角，叫来流角，用 ε 表示。W 从上方吹向桨毂旋转平面，ε 为正。

从图2－7中不难看出，安装角、桨叶迎角、来流角三者之间的关系为

$$\alpha = \varphi - \varepsilon$$

式中：α——桨叶迎角（°）；

φ——安装角（°）；

ε——来流角（°）。

（8）桨尖损失和桨根损失

旋翼工作时不是整个桨盘面积都能有效地产生拉力。

桨尖损失：桨叶在产生升力时，桨叶的上部是高压区，下部是低压区，在叶尖，由于有压力差，空气从高压区自上而下绕过翼尖流向低压区，旋翼桨盘外部形成一个狭窄的圆环，在计算旋翼有效面积时应去掉这一部分（图2－10）。

桨根损失：桨根部分是铰和桨叶支承的结合部，旋翼桨毂和桨叶根部没有翼型，不产生拉力，只产生阻力。前飞时气流斜吹旋翼，桨盘中心部分和反流区不产生升力，在计算有效面积时也应去掉。

因此，产生拉力不是整个桨盘面积，而是比整个面积略小的面积，此面积叫有效面积，并按下式计算：

$$F_E = \pi R^2(1 - B - \xi)$$

式中：ξ——桨根损失系数；

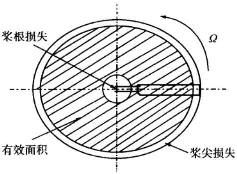


图2-10 桨尖损失和桨根损失

B——桨尖损失系数。

有效面积约为整个面积的0.90~0.92。

但应特别指出的是，在计算旋翼桨叶的阻力时不考虑翼根和翼尖损失。

3. 旋翼的质量参数

(1) 桨叶质量特性参数——洛克数

在旋翼的空气动力学中用质量特性参数γ表示桨叶质量对桨叶挥舞特性的影响，并严重影响旋翼的稳定性。质量特性参数γ就是空气动力同质量力之比值。

$$\gamma = \frac{a_{\infty}\rho b R^4}{2J_{\mathrm{H}}}$$

式中：a_{∞}——相当于$\frac{\Delta c_y}{\Delta\alpha}$的升力系数变化斜率

b——在0.7R处的弦长

J_{H}——桨叶绕水平铰的惯性矩

R——旋翼半径

请注意，在美国定义的质量特性参数γ表达式中分母没有2。

桨叶的惯性矩不同于质量m和力臂r之乘积的静矩。惯性矩是沿桨叶展向各微段桨叶质量m_b与其对水平铰力臂平方r^2乘积之和。

若单个叶素惯性矩

$$J_{\mathrm{B}} = \frac{G_{\mathrm{B}}}{g}r^2 = m_b r^2$$

则绕水平铰整个桨叶的惯性矩可用下式表示：

$$J_{\mathrm{H}} = \sum_0^R \frac{G_{\mathrm{B}}}{g}r^2 = \sum_0^R m_b r^2$$

图2-4表示作用在桨叶上的各力，此时桨叶在斜吹气流中旋转，并进行挥舞。图中假设所有作用力位于一点（桨叶中心）。实际上这些力由于是桨叶整个长度上基元力的合力，因而是位于相对旋转轴力臂不同的各点上。

从此图中可以看出，图中三种力中两种力直接同桨叶的质量（或重量）有关，桨叶重量越大，一般来说，离心力越大，离心力竭力减小桨叶的挥舞角，力图将旋翼旋转的锥面拉平。

桨叶越重，挥舞振幅越小，锥体后倒量和侧倒量越小，因而旋翼轴纵向和横向倾斜量越小。结果是，桨叶重量越大，旋翼旋转的惯性力越大，发动机故障后供直升机转入自转的时间越长。

但是增大桨叶重量，对于旋翼的强度和直升机的整个结构提出了更高的要求，减小了直升机的有效载荷。

（2）桨叶结构刚度

飞行中旋翼桨叶承受弹性弯曲和扭转弯曲，这对整个桨叶的强度，特别是动强度（疲劳）提出了更高要求。此外桨叶变形在一定程度上改变了桨叶的空气动力，改变桨叶的迎角和挥舞角。所以很明显，不同刚度的桨叶对旋翼工作条件产生不同的影响。弹性过大的桨叶不能保障足够的刚度，因为桨叶对气流的偶然扰动十分敏感，并降低了旋翼的操纵效果。刚度过大的桨叶重量大，不能补偿空气动力和质量力对桨叶作用的不均匀性，因此，从振动的角度来看这是不利的。

2.2.3　翼型的空气动力特性

1. 翼型的名称和含义

人们对翼型的研究已有近百年的历史，如俄罗斯的ЦАГИ（中央流体动力研究院），美国的NACA［美国国家航空咨询委员会即美国太空总署（NASA）的前身］，在翼型研究方面都取得了举世瞩目的成就，形成了自已的翼型系列。翼型的结构如图2－11所示：

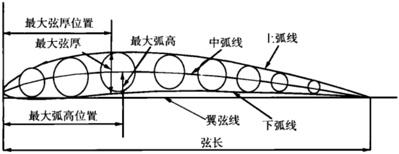


图2－11　翼型的结构

直升机上最常用的翼型是四位和五位数字表示的翼型，现以NACA2412和NACA23012为例，将有关数码字的含义加以说明。

四位数字翼型NACA2412，第一个数字“2”表示最大弧高为弦长的2%，第二个数字“4”表示最大弧高位置在弦长的40%（从前缘向后量），第三、四个数字“1”、“2”表示最大厚度是弦长的12%　。如NACA0012，则表示是对称翼型。

五位数字翼型NACA23012，有关数码字的意义与四位数字的相似但不相同，头三位数反映的是中弧线的情况。第一个数字“2”相当于以弦长百分数表示的中弧曲度；第二、三个数字“3”、“0”合起来表示最大弧高位置，30表示最大弧高在15%翼弦长度（从前缘向后量）；第四、五个数字“1”、“2”表示翼型最大厚度是弦长的12%　。

早期直升机旋翼桨叶一般选用NACA0012，23012翼型，随着直升机的发展，这些翼型已满足不了要求。因此，现在国外许多有实力的研究单位，非常关注翼型的发展研究，

通过大量的研究、实验，发展了许多优良的翼型族，例如，法国的 OA 翼型系列，俄罗斯的 ЦАГИ 翼型系列，以及美国的 VR 翼型系列。以美国波音公司的 VR 翼型系列为例，该公司从 20 世纪 50～80 年代，先后发展了四代翼型，翼型的最大升力系数和阻力发散 M 数都有显著提高。

2. 翼型低速空气动力特性曲线

翼型的空气动力特性是通过升力、阻力和力矩特性曲线来表征。通过风洞实验，可得出以下三条翼型气动特性曲线：

升力特性：$c_y = f_y(\alpha)$，见图 2－12。

阻力特性：$c_x = f_x(\alpha)$，见图 2－13。

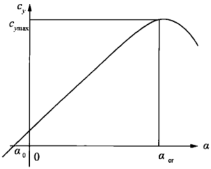


图 2－12　翼型的升力特性

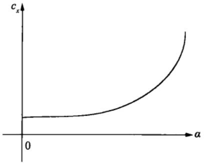


图 2－13　翼型的阻力特性

力矩特性：$c_m = f_m(\alpha)$，见图 2－14。

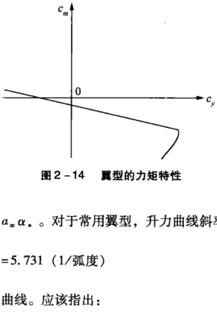


图 2－14　翼型的力矩特性

（1）升力特性

升力特性表示翼型升力系数对其迎角的关系曲线。一般迎角以几何弦为准，但在今后的分析中以气动弦为准，气动迎角 α_* 与几何迎角 α_{jh} 之间的关系为

$$\alpha_* = \alpha_{jh} - \alpha_0 = \alpha_{jh} + (-\alpha_0)$$

式中：α_0 ——以几何弦为准的零升迎角，一般为负。

对于对称翼型 $\alpha_0 = 0$，气动迎角 α_* 等于几何迎角 α_{jh}。

在临界迎角以内，c_y 与 α_* 成线性关系 $c_y = a_\infty \alpha_*$。对于常用翼型，升力曲线斜率 a_∞ 可近似取为

$$a_\infty = c_y^\alpha \approx 0.1\ (1/度) = 5.731\ (1/弧度)$$

（2）阻力特性

阻力特性表示翼型阻力系数对其迎角的关系曲线。应该指出：

1）在任何迎角下型阻都不会等于零，这是因为有黏性的实际气体流过翼型时不可能没有阻力。

2）在迎角较小时，随迎角增加，型阻基本不变；当迎角较大时，型阻随迎角增长很

快，这是由于黏性作用导致附面层分离所引起。

（3）翼型极线图 $c_y \sim c_x$

把升力特性和阻力特性结合起来，构成表示翼型升力系数与阻力系数的关系曲线，一般称为极曲线，如图2-15，在极曲线上的每一点代表相应的一个迎角，由原点至该点的连线表示翼型在这一迎角下的气动力合力的大小和方向。因此极曲线其实就是气动合力的矢量曲线。从极线图上还可找出五个特征点：

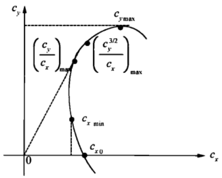


图2-15 翼型极曲线

1）型阻系数最小值 $c_{x\min}$。

2）最有利状态 $(c_y/c_x)_{\max}$ 点。

3）最经济状态 $(c_y^{3/2}/c_x)_{\max}$ 点。

4）升力系数最大 $c_{y\max}$ 点。

5）零升阻力系数 c_{x0}（$c_y=0$ 时的阻力系数）。

所谓“最有利”，即升阻比最大，与航程最远相关。所谓“最经济”，则与续航时间最久相关。

（4）力矩特性

表示翼型绕前缘的力矩系数（c_m）对迎角的关系曲线，或者可表示成 $c_m - c_y$ 的关系。如图2-14所示。气动合力力矩可近似写成：

$$c_m = -\bar{x}_p \cdot c_y$$

式中：$\bar{x} = \frac{x_p}{b}$，表示翼型压力中心离开前缘的相对距离，其中 b 为桨叶弦长

对于普通翼型来说，有如下关系：

$$c_m = c_{m0} + \frac{\partial c_m}{\partial c_y} c_y$$

式中：c_{m0}——零升力线；

$\frac{\partial c_m}{\partial c_y}$——力矩系数对升力系数的斜率，为常数，一般为负值，意味着随着升力系数的增大低头力矩增加。

如果使 $\bar{x} = \left(-\frac{\partial c_m}{\partial c_y}\right) = \bar{x}_F$，则称 F 为翼型焦点。$\bar{x}_F$ 为翼型焦点离开前缘的相对距离，这就表明，翼型绕焦点的力矩系数不随 c_y 而变，始终等于零升力系数。其位置是固定的，不随迎角而变。对于常用低速翼型，$c_{m0} \approx -0.01$，$\bar{x}_F \approx 0.25$。

至于压力中心位置：

$$\bar{x}_p = -\frac{c_m}{c_y} = \frac{-c_{m0}}{c_y} + \bar{x}_F$$

因此，迎角增加时压力中心前移。对于对称翼型 $c_{m0}=0$，压力中心与焦点重合；非对称翼型，两者不在一起。

在桨叶设计时，最好使桨叶变距轴通过翼型焦点。这样，飞行状态改变不至于影响作

用在桨叶上的俯仰力矩系数的大小。因而旋翼操纵机构上的载荷变化可小些。不用说，我们希望 c_{m0}越小越好。

3. 雷诺数和马赫数对常用翼型气动特性的影响

（1）雷诺数 R_e

雷诺数 R_e 是体现气流黏性影响的一个相似参数，它对常用翼型的升力曲线斜率的影响甚微，而对最大升力系数影响显著。一般 c_{ymax} 随雷诺数 R_e 提高而增大，如图 2－16 所示。因为雷诺数大，黏性影响小，因而延缓了气流分离。对于叶素，雷诺数的表达式为

$$R_e = \frac{\rho b \Omega r}{\mu_0}$$

式中：μ_0 ——空气的黏性系数。

一般型阻随 R_e 的增大而减小。

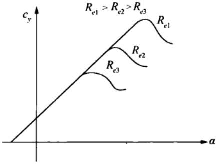


图 2－16　雷诺数 R_e 对最大升力系数的影响

（2）马赫数 M

马赫数 M 是标志空气压缩性影响的另一个相似参数。对于叶素，马赫数

$$M = \frac{\Omega r}{a}$$

式中：a ——音速。

一般翼型 c_{ymax} 随 M 数增加而减小。而阻力特性，在低速范围内，型阻基本不变。但当相对来流超过临界马赫数 M_{cr} 时，翼型上出现激波。如果激波较强，将使翼型阻力突增，阻力突增时的来流马赫数就是阻力发散 M 数 M_{dd} ，通常，M_{dd} 定义为 $\frac{\partial c_x}{\partial M} = 0.1$ 时的 M 赫数。

4. 在大迎角下翼型的升力和阻力特性

由于直升机既能悬停、垂直飞行，又能前飞、后飞、侧飞以及带前飞速度的爬升和下降，所以旋翼、尾桨、平尾和垂尾的翼剖面就有可能在各种迎角下工作。如垂直上升和下降，旋翼桨叶和平尾的迎角就有可能接近 －90°和 90°，又如在大速度前飞时，后行桨叶的叶根部分处在反流区，此时气流不是从前缘流过翼型，而是从后缘流向前缘，此处翼型的迎角在 180°左右；再如，当直升机后飞时，平尾和垂尾的迎角也在 180°左右，若在后飞时再做斜爬升，则迎角还要更大。而在侧飞时，尾桨和垂尾的迎角有可能接近 －90°或 90°。可见，在进行直升机气动力计算时，还必须了解大迎角下的翼型特性。

在图2-17和图2-18中，分别给出NACA0012翼型升力系数和阻力系数随迎角的变化，该曲线是在风洞试验中测量得到的。对于其他翼型，基本上也遵循这一规律，且量级相近。

顺便说明，在出现大迎角时的相对翼型的气流速度一般都比较小，所以产生的气动力相对也比较小。

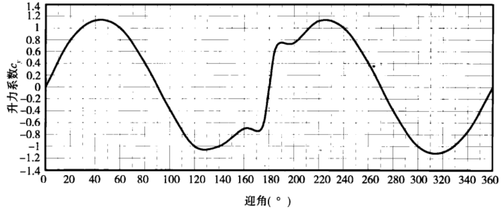


图2-17 升力系数随迎角的变化

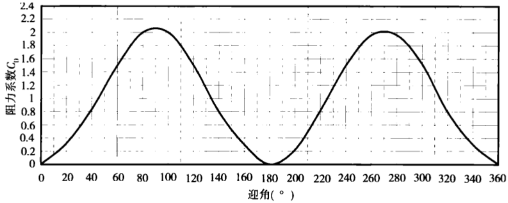


图2-18 阻力系数随迎角的变化

5. NACA翼型的厚度分布

若弦向坐标为x，厚度坐标为y，如图2-19所示，则厚度分布可用下式表示：

$$y = \pm\frac{t}{0.20}\,(0.29690\sqrt{x} - 0.12600x - 0.35160x^2 + 0.284330x^3 - 0.10150x^4)$$

式中t是翼型的最大厚度。这个式子给出的最大厚度的弦向位置在30%弦长处。t取不同值就是不同厚度翼型的上下表面坐标值。前缘半径r是

$$r = 1.1019t^2$$

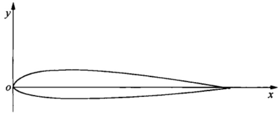


图2－19　翼型坐标

2.2.4　旋翼参数的无因次化

正如在普通空气动力学中对待机翼那样，在直升机空气动力学中通常也对旋翼的参数加以无因次化。无因次化的目的是为了便于把几何尺寸不同及工作条件不同的旋翼特性进行比较，或把旋翼模型的试验结果应用到实物上去。无因次化的基础是相似理论。

在处理旋翼问题时，以旋翼半径 R 作为长度的基准尺度，以 πR^2 作为面积的基准尺度，以 ΩR 作为速度的基准尺度。因此有

（1）桨叶剖面所在的相对半径：

$$\bar{r}=\frac{r}{R}$$

（2）桨叶的相对宽度：

$$\bar{b}=\frac{b}{R}$$

（3）桨叶运动的无因次化速度：

$$\bar{V}_0=\frac{V_0}{\Omega R}$$

最后，通过类比，可定义旋翼的拉力系数和扭矩系数（也就是功率系数）如下：

$$C_T=\frac{T}{\frac{1}{2}\rho\Omega^2R^2\pi R^2}$$

$$m_k=\frac{M_K}{\frac{1}{2}\rho\Omega^2R^2\cdot\pi R^2\cdot R}=\frac{N}{\frac{1}{2}\rho\Omega^2R^2\cdot\pi R^2\cdot\Omega R}$$

式中：$N=M_K\Omega$——功率；

ρ——空气密度；

C_T——拉力系数；

m_k——扭矩系数（或功率系数）。

上述的 C_T，m_k 表达式中，在美、英等国没有"$\frac{1}{2}$"，使用时要注意。

2.2.5　桨毂

桨叶通过桨毂与旋翼轴相连接，作用在桨叶上的载荷都要通过桨毂传递给旋翼轴及操纵系统，然后再传递给机体结构。

桨毂在承受由桨叶传来的很大离心力的同时，在挥舞面和摆振面还要承受较大的交变载荷。这样，桨毂也存在着疲劳问题。

桨毂的构造型式，有铰接式、跷跷板式、无铰式和无轴承式等。

1. 铰接式旋翼桨毂

铰接式旋翼桨毂的型式多样，可分为如下几种型式。

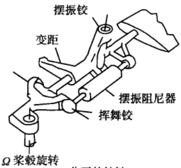
（1）全铰接式旋翼桨毂（图2－20）：这种结构型式具有水平铰、垂直铰和轴向铰，三个铰的排列顺序是：水平铰、垂直铰和轴向铰，俄罗斯多采用这种型式。水平铰和垂直铰也可重合，一般西方国家多采用这种型式。

桨叶的离心力从桨叶接头经过桨毂上的三个铰传到桨毂中心。各片桨叶的离心力在桨毂中心相互平衡。

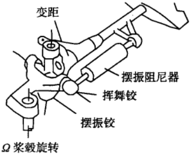
在挥舞面内，挥舞弯矩在水平铰处为零。但在水平铰以内部分承受由水平铰支反力产生的弯矩和剪力。

在摆振面内，桨毂垂直铰以外部分承受摆振剪力和摆振力矩。

桨叶产生的铰链力矩，由变距拉杆平衡，并传给自动倾斜器。



a. 分开的铰链



b. 重合的铰链

图2－20 全铰接式旋翼桨毂

（2）跷跷板式旋翼桨毂（图2－21）：跷跷板式旋翼桨毂只有两片桨叶，两片桨叶与桨毂连成一体，共用一个水平铰，没有垂直铰，仍有轴向铰。这种型式的水平铰不承受离心力，其载荷大大减轻。跷跷板式旋翼多在小型直升机上采用。美国贝尔直升机公司所研制的直升机多采用跷跷板式旋翼。

（3）球柔性铰旋翼桨毂（图2－22a）：此种型式桨毂分为星形柔性旋翼桨毂和球柔性旋翼桨毂。

星形柔性旋翼由中央星形件、球面弹性轴承、黏弹减摆器、夹板等组成。球面弹性轴承是星形柔性旋翼桨毂的核心，它可提供桨叶的各种运动并承受桨叶传来的各种载荷，起到挥舞铰、摆振铰和轴向铰的作用。

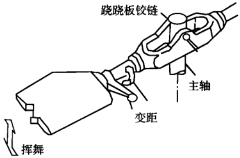
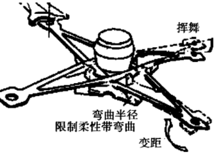


图2－21 跷跷板式旋翼桨毂

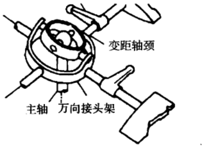
球柔性旋翼桨毂与星形柔性旋翼

的主要差别是：桨毂中央件没有柔性臂，由桨叶传来的所有载荷全部经上、下夹板传至弹性轴承，再由弹性轴承传到中央件。

（4）万向接头式（见图2－22b）：万向接头旋翼把桨叶安装在一个与框架相连的转轴上，桨叶与框架连成一体并形成桨叶桨盘平面，从而以万向铰的方式与旋翼轴相连。



a. OH-6柔性带



b. 万向接头式

图2－22　球柔性和万向接头式桨毂

2. 无铰旋翼（图2－23）及无轴承旋翼桨毂

这两种旋翼桨毂没有水平铰和垂直铰，但仍有轴向铰，以德国MBB公司生产的BO－105直升机桨毂最有代表性。

3. 桨毂主要几何参数

桨毂主要几何参数包括：桨毂半径、水平铰外移量、垂直铰外移量、摇臂节点位置、预锥角、预掠角、上下限动角和前后限动角等。其中水平铰外移量是旋翼总体设计的关键参数，它的取值应满足旋翼操纵功效、角速度阻尼及重量限制等要求。

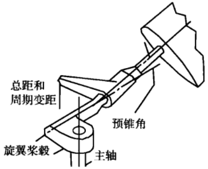


图2－23　BO－105无铰旋翼

2.3 尾　桨

从以上分析可知，直升机飞行主要靠旋翼产生升力，当发动机通过旋翼轴以角速度Ω带动旋翼旋转时，旋翼给空气以作用力矩（或称扭矩），空气必然在同一时间以大小相等、方向相反的反作用力矩M_K作用于旋翼（或称反扭矩），继而再通过旋翼将这一反作用力矩传递到直升机机体上。如果不采取措施予以平衡，那么这个反作用力矩M_K就会使直升机逆旋翼转动方向旋转。见图2－24。

对单旋翼带尾桨布局的直升机，空气对旋翼形成的反作用力矩，由尾桨产生的拉力T_{TR}（或推力）和垂尾产生的侧力相对于直升机机体重心形成的偏航力矩予以平衡。这种型式虽然尾桨工作需要消耗一部分功率，但构造上比较简单，所以，目前得到广泛应用。由于在前飞时垂尾对尾桨起到卸载作用，尾桨消耗的功率还要小一些。

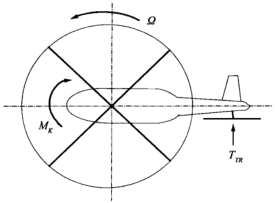


图2-24 旋翼反扭矩的平衡

2.3.1 尾桨的作用和特点

尾桨的旋转平面通常近似垂直于旋翼旋转平面，这里所说“近似”，是因为一般直升机旋翼轴都有一前倾角（或侧倾角，如MINI-500），而尾桨轴也不一定水平（如黑鹰直升机）。当代直升机尾桨大多数是推力桨，对右旋旋翼，尾桨在左边。因为尾桨工作时，吸入的气流速度小，而排出的气流速度大，这种布局，排出的气流不受阻挡，尾桨效率高。出于某种考虑，也有的直升机采用拉力桨，如俄罗斯的米-17。

尾桨的作用可以概括为以下几点：

（1）尾桨产生拉力（或推力），通过对重心的力臂形成偏航力矩，用以平衡旋翼的反作用力矩（反扭矩）。

（2）通过增大或减小尾桨距来实现直升机的航向操纵。

（3）尾桨相当于直升机的一个垂直安定面，提高直升机的航向稳定性。

（4）某些直升机的尾桨轴向上斜置一个角度（如美国黑鹰直升机），可以向上提供部分升力，从而达到扩大直升机重心范围的目的。

尾桨和旋翼的动力均来自于发动机，发动机产生的功率通过传动系统按需要再传给旋翼和尾桨。

尾桨的桨尖速度和旋翼的桨尖速度相近，由于尾桨直径是旋翼直径的1/5左右，所以尾桨的转速约为旋翼转速的5倍。直升机保持航向和改变航向，通过增加或减小尾桨距，即改变尾桨拉（或推）力来实现。驾驶员是通过脚蹬操纵来实现对尾桨距操纵的，蹬左脚蹬，机头向左转；反之，蹬右脚蹬，机头向右转。

2.3.2 尾桨的型式

尾桨通常有三种型式，即常规尾桨、涵道尾桨和无尾桨系统。

1. 常规尾桨

这种尾桨的构造与旋翼类似，由桨叶和桨毂组成，常见的有跷跷板式、万向接头式和铰接式。二片尾桨叶的尾桨一般采用跷跷板式构型。

铰接式尾桨一般只有挥舞铰，没有摆振铰。

为了减小尾桨产生的噪声，有 4 片尾桨叶的桨叶布局不是十字交叉，而是“剪刀”型。

2. 涵道尾桨

这种尾桨由两部分组成：一部分是置于尾斜梁中的涵道，另一部分是位于涵道中央的转子。其特点是涵道尾桨直径小，叶片数目多。涵道尾桨的推力有两个来源：一是涵道叶片产生的推力，二是涵道唇部气流负压产生的推力。前者产生的推力占总推力的 50% 以上。

法国研制的海豚、小羚羊直升机采用的就是涵道尾桨，其构造如图 2 – 25 所示。

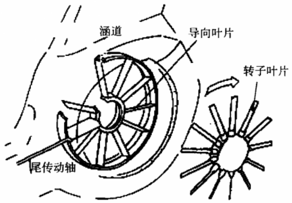


图 2 – 25　涵道尾桨构造

海豚直升机的涵道尾桨外形如图 2 – 26 所示。

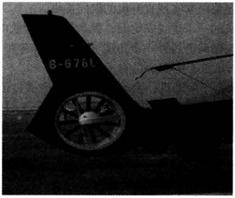


图 2 – 26　海豚直升机的涵道尾桨

这种型式的尾桨有如下特点：

（1）涵道风扇直径小，叶片数目多，在机体内安全性好。

（2）悬停和垂直飞行时，消耗功率偏大。

（3）旋翼尾流对其干扰小。

（4）可避免地面人员或机外物体与尾桨相碰，安全性好。

3. 无尾桨系统

无尾桨系统主要是用一个空气系统代替常规尾桨，该系统由进气口、喷气口、压力风扇、带缝尾梁等几部分组成，见图2－27。

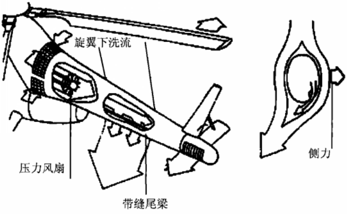


图2－27 无尾桨系统

压力风扇位于主减速器后面，由尾传动轴带动，风扇叶片的角度可调，与油门总距杆联动。尾梁后部有一可转动的排气罩与脚蹬联动。工作时风扇使空气增压并沿空心的尾梁向后流动。飞行中，一部分压缩空气从尾梁侧面的两道细长缝中排出，加入到旋翼下洗流中，造成不对称的流动，使尾梁一侧产生吸力，相当于尾部产生了一个侧向推力以平衡旋翼的反作用力矩；另一部分压缩空气由尾部的喷口喷出，产生侧向推力，以实现航向操纵，喷气口面积由排气罩的转动控制，受驾驶员脚蹬操纵。

此类直升机的代表是美国麦道直升机公司研制的MD520N/MD530N（图2－28）。

以上各型尾桨都各有其特点：常规尾桨技术发展比较成熟，应用广泛，缺点是受旋翼下洗流影响，流场不稳定，裸露在外的桨叶尖端易发生伤人或撞击地面障碍物的事故。涵

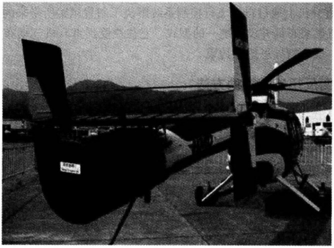


图2－28 MD520N/MD530N的无尾桨系统

道尾桨的优点是安全性好，转子桨叶位于涵道内，旋翼下洗流干扰较小，且不易发生伤人、撞物的事故；缺点是在悬停时消耗功率比较大，影响悬停升限。无尾桨系统的优点是安全可靠、振动和噪声水平低，前飞时可以充分利用垂直尾翼的作用、减小功率消耗；缺点是悬停时需要很大功率。

2.3.3 尾桨的布置

1. 推力式和拉力式

多数直升机采用垂尾以增加直升机的航向稳定性。为提高其效率，垂尾与尾桨都安装在尾梁后端，如果它们之间靠得太近，则相互干扰并损害两者的效率；如果离得很远，则增加了结构重量。

以悬停为例，悬停时的干扰是由于尾桨装在垂尾的侧面所引起的。拉力式尾桨排出的空气（诱导速度）吹向垂尾，推力式尾桨则是吸入通过垂尾的空气。对于拉力式尾桨，由于尾桨排出的诱导速度远大于吸入的速度，诱导速度受到垂尾的阻滞，大大降低了尾桨的效率，从而减小了用于平衡旋翼反扭矩所需的尾桨拉力，为平衡旋翼反扭矩，使尾桨需用功率增加。而推力式尾桨则刚好相反。

2. 尾桨旋转方向

经过理论分析及实践，证明尾桨下部的桨叶向前转动时与旋翼下洗流产生的干扰较为有利，能获得较大的尾桨推（拉）力，而且随着方位的改变尾桨推（拉）力变化也比较小，当改变侧飞状态时，脚蹬不需急剧修正。

3. 斜置尾桨

有些拉力式尾桨直升机，采用了尾桨轴在垂直面内向上倾斜的斜置尾桨。这种尾桨的拉力除有平衡旋翼反扭矩的水平分力外，还有向上的垂直分量。例如，“黑鹰”直升机采用斜置尾桨，尾轴上翘20°，尾桨产生1784.81N的升力，此时尾桨功率增大6%，而同样发动机功率下，旋翼功率减小，升力随之也减小225.55N，对全机来说得失相抵后，还有1559.26N的升力增益。斜置尾桨的主要缺点是，对于航向操纵输入后会产生纵向姿态响应，在“黑鹰”直升机上通过自动飞行控制系统解决了斜置尾桨所带来的操纵耦合问题。

当然，直升机尾桨布局并没有统一的型式。它往往受到直升机气动布局、旋翼尾流情况、直升机用途、设计指导思想等约束。

2.3.4 平衡反扭矩的辅助方法

在有些直升机上，为了增补尾桨推力的不足，在尾梁上加片，通过旋翼下洗流流经尾梁剖面的流场不对称，产生侧向力的方法，来达到增补尾桨推力。如法国“小松鼠”直升机，见图2－29。

2.4 平　尾

2.4.1 平尾的作用

单旋翼直升机一般都带有不大的水平尾面。平尾的主要作用是改善直升机的迎角稳定

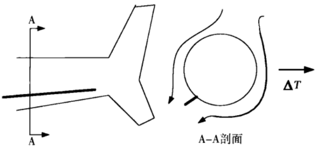


图2-29 尾梁加片

性，从而改善纵向操纵性和稳定性，同时提高对速度的静稳定性。

平尾是保证直升机具有良好的飞行姿态和纵向静、动稳定性的关键部件。

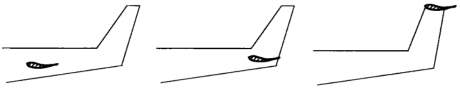
平尾布置及参数选择的基本原则是：具有正的纵向静稳定性；自动驾驶仪完全失效时，纵向动稳定性满足美国联邦航空条例 FAR 的要求；飞行状态改变时由平尾引起的直升机姿态变化最小。

为实现平尾上述功能，平尾翼型反装，即上翼面在下面，使平尾产生向下的升力。

2.4.2 平尾参数

1. 平尾位置

目前，国内外较为常见的直升机平尾位置有三种，即：前置平尾、后置低平尾和高置平尾，见图2-30。这三种形式的平尾各有优、缺点。



a. 前置平尾　　b. 后置低平尾　　c. 高置平尾

图2-30 平尾的位置

2. 平尾的面积

为了满足直升机在各种飞行状态都具有良好的纵向动、静稳定性，要求平尾的面积足够大，但为了避免过渡飞行时全机俯仰力矩的急剧变化（特别是后置低平尾），导致直升机俯仰姿态和纵向操纵量的突然变化，平尾的面积必须尽可能小。因此，平尾面积的确定必须综合考虑各方面的因素。

3. 平尾平面形状

平尾一般采用矩形平面形状，结构简单，工艺性好，易于制造。

部分直升机采用梯形平尾，由于尖削，使平尾的压力分布趋于均匀，诱导阻力小，但生产加工稍为复杂。

4. 平尾安装角

大多数直升机平尾安装角都是固定的。平尾安装角的选择，主要考虑保证直升机在大

速度、爬升、下降、自转下滑等各种飞行状态均具有良好的纵向稳定性，防止周期变距杆出现负的位移梯度，同时保证直升机的飞行姿态良好。

现代直升机有的平尾安装角是可变的，可通过速度传感器、总距杆、俯仰角速度陀螺以及纵横向加速度计的反馈信息控制平尾安装角的改变，通过速度反馈，平尾可以有效地增加速度稳定性，总距反馈可消除高速状态总距－俯仰运动的耦合，俯仰角速度反馈则可以增加巡航飞行状态的俯仰阻尼，在重心包线内提供机动飞行时正的杆位移梯度，而纵横向加速度反馈则可改善在阵风状态下的直升机稳定性，消除俯仰/偏航耦合。

可动平尾的成本费用高，结构复杂，同时增加结构重量。

2.5 垂　尾

2.5.1 垂尾的作用

在通常情况下，尾桨就可以满足直升机的横－航向稳定性，可不需要垂尾。但许多现代直升机都设计有垂尾，垂尾可使尾桨支架流线化，在正常飞行状态，垂尾亦可为尾桨卸载，平衡部分旋翼反扭矩，降低直升机的需用功率，增加全机的航向稳定性。垂尾为尾桨卸载后，尾桨的挥舞运动变弱，降低了尾桨叶的摆振弯矩，提高了尾桨叶的疲劳寿命。

垂尾的另一重要作用是一旦尾桨失效，通过小心侧滑，借助垂尾，能使直升机安全返航。

2.5.2 垂尾参数

1. 垂尾面积

垂尾面积的选择通常依据以下原则：

（1）在前飞中使尾桨卸载，以减小尾桨挥舞振动载荷，提高尾桨疲劳寿命。

（2）尾桨失效后保证直升机安全返航。

俄罗斯卡莫夫设计局推荐在初步设计时，垂尾面积可以这样确定，即在最大平飞速度时，垂尾产生的侧向力应是尾桨最大推力的1/3。

2. 垂尾后掠角

直升机垂尾后掠角的选择要考虑全机外形美观和减少对尾桨的阻塞作用，并尽量降低尾部结构重量及尽量减少对尾桨产生的不利影响。

3. 垂尾翼型

选择垂尾翼型首先要考虑气动性能问题，垂尾的翼型应有较高零迎角升力系数和较大升力线斜率；其次要考虑结构方面的问题，垂尾应有一定的厚度，便于尾传动轴沿垂尾的布置。

从气动考虑，垂尾翼型应有一定的弯度，从而具有较高的升力系数。通常采用的翼型有NACA4415。

4. 垂尾安装角

确定垂尾安装角的主要目的在于：在设计飞行速度点获得所希望的垂尾迎角，从而在尾桨失效时保证垂尾产生足够的侧向拉力平衡旋翼反扭矩和机身的不平衡力矩。

垂尾安装角是弥补垂尾翼型升力不足的补偿措施。通过翼型弯度选择和安装角的组合，可使垂尾获得理想的气动性能。

受结构的限制，垂尾安装角一般较小，通常取0°~5°，经试验和计算分析后调整。

5. 垂尾展弦比

确定垂尾展弦比应考虑下列设计要求：

（1）减轻结构重量。

（2）飞行品质。

（3）反雷达探测性要求。

（4）运输性要求。

2.6　短　翼

2.6.1　短翼的作用

1. 短翼的优点

短翼是武装直升机最常采用的一种武器承挂方式，从气动方面来讲，短翼有以下优点：

（1）前飞时产生一定的升力，为旋翼卸载，从而降低桨叶的载荷，提高寿命；但短翼产生的最大升力通常不超过旋翼升力的25%。

（2）机动飞行时增加较大升力，降低旋翼桨叶的载荷，提高最大飞行过载。

2. 短翼的缺点

短翼的缺点也较为明显，主要表现在以下几个方面：

（1）悬停和垂直爬升时，由于受旋翼下洗流的影响，产生较大的向下载荷，增加需用功率。

（2）前飞时，短翼的诱导阻力增加直升机的需用功率；另外如果卸载过大，为产生足够的向前拉力则必然导致旋翼桨盘加大前倾，导致后行桨叶迎角增大，出现过早失速。

（3）自转下滑时，由于短翼迎角的增大，其升力相应增大，导致旋翼的拉力下降，旋翼转速减慢，因此对维持自转不利。

2.6.2　短翼的参数

在选择短翼参数时，应综合考虑短翼对性能的各种影响，在满足主要设计目标的前提下，尽量降低其不利影响，在这个原则的基础上，确定短翼设计的主要要求：

第一是外挂武器的承载要求。

第二是全机飞行品质要求。

第三是飞行安全要求。

1. 短翼翼型

选择短翼翼型时主要考虑下列要求：

（1）最大升力系数和升力线斜率较高。

（2）型阻及诱导阻力较小。

（3）失速特性较好。

（4）较大的相对厚度。

根据上述要求，短翼应选择具有一定弯度和较大相对厚度的翼型，如 NACA4415、GAW－1 等翼型。

AH－64 在研制过程中曾经因为短翼的刚度不足造成发射武器时精度不够，借鉴国外的经验，武装直升机的短翼应选择厚度较大的翼型。

2. 短翼的面积

在满足机动过载和外挂装载的前提下，短翼面积尽可能小，即尽量减小短翼对悬停、垂直飞行和自转下滑性能的影响。

（1）以满足机动过载和武器装载为约束条件，得到短翼的最小面积 S_{min}。

（2）以短翼最大升力与起飞重量之比小于 0.25 为约束条件，得到短翼的最大面积 S_{max}。

在考虑其他因素后，得到一个介于最小面积和最大面积之间的较为合适的短翼面积。

3. 展弦比

确定短翼展弦比时应考虑旋翼下洗影响、武器挂点距离等因素。短翼展弦比不能太大，否则短翼将进入旋翼高速下洗流区域，增加直升机的悬停需用功率。

对于武装直升机来说，武器挂点与机身距离和武器挂点相互之间的距离是决定短翼展弦比的重要因素，应结合机/弹相容及短翼承载等综合考虑。

4. 短翼的形状

直升机中常见的短翼平面形状为梯形，如 A－129、AH－64 等，短翼采用梯形有下列有利因素：

（1）由于短翼根部的气流速度低于翼尖的流速，采用梯形后沿短翼展向的载荷分布趋于均匀，符合均匀承载的等强度要求。

（2）由于翼尖处于旋翼下洗流的高速区，梯形短翼可减小短翼对旋翼的影响，降低短翼的向下载荷。

5. 安装角

短翼安装角的确定应满足下列条件：

（1）高速飞行状态短翼应工作在最佳迎角，此时阻力最小而提供的升力最大。

（2）短翼安装角对直升机过载能力影响很大，研究表明，直升机持续过载能力与短翼安装角成线性关系，因此确定短翼安装角时应充分考虑最大飞行正过载的要求。

直升机在某些状态下可能会有失速现象，如自转倾侧转弯、低速下降、急停机动等飞行状态，在确定短翼安装角时应考虑避免失速的发生。

6. 安装位置

（1）短翼纵向位置

确定短翼的纵向位置的原则是：短翼气动中心位于重心后限之后，短翼将起到安定面的作用，增加全机的纵向静稳定性。如果受结构布置和连接的限制，要求翼梁连接在重心后限之前，则可考虑采用后掠机翼。短翼的纵向位置应尽可能地布置在后重心之后。

（2）短翼上、下位置

确定短翼高度时要考虑的因素有：

1）安全性，即保证在倾斜着陆时外挂武器离地有足够的间隙；

2）拆、装外挂武器方便。

2.7 部件间的气动干扰

在进行直升机气动特性分析时，需要考虑直升机各部件之间的气动干扰。气动干扰是指直升机各部件（旋翼、尾桨、机身、平尾、垂尾、短翼等）流场之间的互相影响，和外挂物流场之间的互相影响，以及地形地物对直升机流场的影响等。用理论计算确定这些干扰有时是相当困难的，所以在工程上常常采用试验和试验与理论相结合的方法。

1. 旋翼对机身的干扰

旋翼对机身的干扰主要影响低速飞行时的性能，特别是悬停。因为在低速时（如悬停），旋翼向下的诱导速度相当大，如轻型直升机的平均向下诱导速度在10m/s以上，这股气流作用在机身上产生较大的向下气动载荷（阻力），为克服该阻力，旋翼升力增加。若平尾处在旋翼下洗中，平尾还产生一抬头力矩，特别在低速前飞时，使机身有较大抬头，在着陆时会影响飞行员的视界。

在悬停时，由下洗引起的增重系数 k_V 可按下式估算：

$$k_V = \frac{0.3S_Y}{\pi R^2}$$

式中：S_Y ——机身俯视投影面积。

此时旋翼拉力 $T_r = (1 + k_V)G$，其中 G 是直升机重量，k_V 是增重系数。

在小速度前飞时，由于旋翼尾迹严重畸变，旋翼对机身的干扰会更严重些，特别是后下置平尾的直升机（如美国“黑鹰”直升机）。图2-31给出某后下置平尾布局直升机的风洞试验结果，从图中可见，在 V_0 = 10 m/s时，k_V = 5.2%。在飞行力学计算时，当 μ > 0.1时则认为此干扰消失。

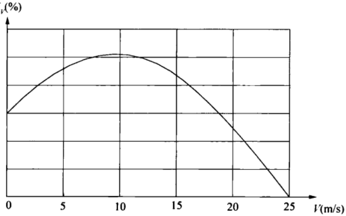


图2-31 增重系数 k_V 随飞行速度的变化

2. 旋翼对平尾的干扰

旋翼下洗流打在平尾上会引起平尾气动力的很大变化，在计算平尾气动力时必须考

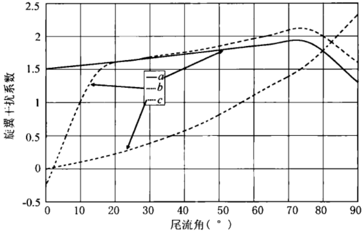
虑。旋翼在某点处的下洗流可按涡流理论计算求得，但极其复杂。图 2 - 32 给出三种不同位置平尾布局的旋翼对平尾的下洗系数 k_{r-H} 随尾流角的变化。k_{r-H} 定义为

$$k_{r-H} = \frac{v_{iH}}{v_i}$$

式中：v_{iH} ——平尾处的诱导速度；

v_i ——旋翼的平均诱导速度。

尾流角即旋翼下洗流相对于垂直于桨尖平面纵轴的平面向后的倾斜角。



a. 前置平尾　　b. 后下置平尾　　c. 高置平尾

图 2 - 32　旋翼对平尾的下洗系数

3. 尾桨对垂尾的干扰

尾桨对垂尾的干扰主要在低速时出现，由于垂尾的堵塞降低了孤立尾桨的性能，其影响可在地面尾桨试车台上测得。如果没有进行这项试验，建议采用图 2 - 33 的曲线确定。图中左边为拉力式尾桨，右边为推力式尾桨。推力式尾桨的垂尾在尾桨推力方向上，垂尾仅影响气流的吸入，由于吸入气流速度小所以其干扰也小。反之，若为拉力桨，由于尾桨排出的气流速度远远大于吸入的气流速度，以此速度打在垂尾上，引起排气严重堵塞而使尾桨效率下降。在设计尾桨和垂尾布局时，通常在正常飞行都是推力式尾桨，只有在向某一方向转弯或向某一方向侧飞时尾桨为负桨距才是拉力式尾桨，而且负桨距仅为正桨距的 1/3 ~ 1/4。这时尾桨拉力不大，因而干扰也不会像预计的那样严重。

尾桨对垂尾的干扰比取决于垂尾距尾桨旋转平面的距离和垂尾在尾桨桨盘上的投影面积，显然，距离越近、投影面积越大其干扰也越大。

4. 机身对平尾的干扰

在飞行力学计算时，常常要将平尾、垂尾、短翼等部件单独考虑，此时需计及机身对这些部件的干扰。该干扰必须通过风洞试验求得。通常，机身的影响不大，但机身带有机翼或武器挂架，或带有横向配置的发动机短舱且组合宽度大于平尾展长时，则应另当别论。机身对平尾干扰的确定方法见参考文献［8］。

5. 对垂尾的侧洗

垂尾的侧洗是由旋翼横向速度、尾桨的入流，以及侧滑时机身的侧洗速度造成的。

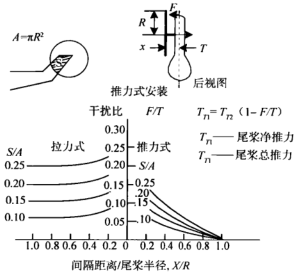


图2－33 悬停时的尾桨－垂尾干扰比

（1）旋翼对垂尾的侧洗：旋翼在垂尾处引起的横向速度，引起对垂尾迎角的改变，从而引起垂尾升力的改变。横向速度随飞行状态不同而不同，很难用简单方法估算。

（2）尾桨引起的侧洗：在很小速度时，尾桨引起的侧洗严重；在较大速度时可不考虑。

（3）机身对垂尾的侧洗：在确定机身对垂尾的侧洗时，可采用确定机身对平尾下洗的同样方法确定。在做垂尾吹风模型时，垂尾安装角是可调的。

第3章 悬停及垂直飞行

3.1 悬停飞行

悬停是指直升机在一定高度上保持航向和相对地标位置不变的一种飞行状态。直升机的这一飞行特性不但能适应多种作业的需要，更能扩大其使用范围。无论是在高大建筑物的屋顶平台、舰船甲板，还是在高山深谷的狭小平地，它都能起降自如，实施多种作业，完成其他交通工具不能完成的任务。因此，悬停是直升机区别于其他一般固定翼飞行器的一种特有的飞行状态。虽然某些特种飞机，例如喷口转向飞机，也能做短时悬停，但由于它们产生平衡飞机重力的单位面积推力载荷大大超过直升机旋翼的桨盘载荷，在悬停同样飞行重量时，其需用功率比直升机大得多，而且过大的向下诱导速度引起悬停状态下作业的工作环境条件大大恶化。此外，垂直起落飞机的喷口对地面严重的烧蚀等方面的问题限制了这类飞机的使用范围。

3.1.1 垂直飞行时的滑流理论

从理论上来说明和解释旋翼的工作情况，最好从简化的、而又能提供物理图像的滑流理论开始。

所谓滑流，是把流过旋翼的气流，或正确地说，受到旋翼作用的气流，整个地当作一根流管加以单独处理。经典的滑流理论的假设是：

第一，空气是没有黏性的、不可压缩的理想流体。

第二，旋转着的旋翼是一个均匀作用于空气的无限薄的圆盘（桨盘），流过桨盘的气流速度在桨盘各点为一常数。

第三，滑流没有扭转（不计旋翼的旋转影响）；在定常飞行中，滑流没有周期性的变化。

实质上，旋翼滑流理论是牛顿定律在旋翼上的应用。把旋翼简单地看作作用盘，它拍击空气并将空气推向下方，而空气加给旋翼的反作用力就是旋翼产生的拉力，该力正比于通过旋翼的空气质量和空气加速度的乘积。为了计算空气的流量和速度的变化，要用到关于流体运动的质量守恒定律、动量定理和能量守恒定律。

在进入滑流理论的讨论时，先描述旋翼在垂直上升状态下滑流的物理图像。设旋翼以恒定的轴向速度 V_0 上升，那么，从相对运动的观点来看，滑流的情况大致如图 3-1 所示。在桨盘上游很远处，相对气流以速度 V_0 迎面吹来，由于旋翼的作用，速度逐渐增加，在

桨盘处为 V_1，而在桨盘下游很远处为 V_2。根据不可压缩气流的质量守恒定律知：速度小的地方滑流截面大，速度大的地方滑流截面小，因之旋翼在轴向运动中的滑流逐渐收缩，宛如一漏斗状。由于滑流内上、下游的速度有变化，必然就有动量变化，也有动能变化。下面根据流体运动的基本定律推导旋翼的拉力和功率公式及轴向的滑流速度。

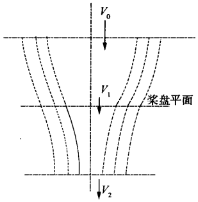


图3－1　旋翼滑流的物理图像

1. 拉力公式和功率公式

选取三个滑流截面：参看图3－2，截面0－0（以 S_0 表示）在上游很远处，截面1－1（以 S_1 表示）在桨盘所在处，截面2－2（以 S_2 表示）在下游很远处。在 S_0 面，气流速度就是直升机垂直上升速度 V_0；在 S_1 面，气流速度增大到 $V_1 = V_0 + v_1$；在 S_2 面，气流速度增大到 $V_2 = V_0 + v_2$。

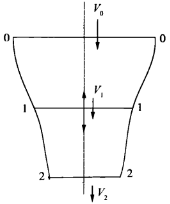


图3－2　旋翼滑流流场的速度变化

这里 v_1 是桨盘处的诱导速度，v_2 是下游很远处的诱导速度。所谓诱导速度，也就是在均匀流场内或静止空气中由于某种作用所引起的速度增量（包括大小和方向的改变）。

对旋翼滑流应用定常条件下的动量定理。不计空气重量，设桨盘对气流的作用力为 T'。对于滑流边界面上受力，由于假设气流无黏性，因而滑流边界面上无切向力，仅受法向压力。滑流是轴对称的，其整个侧面上压强的水平横向分量自由平衡，而轴向分量构成的总压力与滑流上顶面0－0和下底面2－2所受的总压力相平衡。因而，滑流所受到的外

力合力 T'，而轴向速度由 V_0 增至 V_1，再继续增至 V_2，根据动量定理，有

$$T' = \dot{m}(V_2 - V_0)$$

这里用到了质量守恒定律：

$$\rho V_0 S_0 = \rho V_1 S_1 = \rho V_2 S_2 = \dot{m} = 常数$$

式中：$\dot{m}$ ——单位时间内流过滑流任一截面的空气质量。

空气对桨盘的反作用力就是旋翼的拉力 T

$$T = T' = \dot{m}(V_2 - V_0) = \dot{m}v_2 \tag{3-1}$$

方向与滑流增速方向相反。

其次，对旋翼滑流应用定常条件下的能量守恒定律（仍不计重力）。滑流的动能变化所需的能量完全来自旋翼，旋翼所消耗的功率可由滑流动能的变化率确定：

$$N = \dot{m}(\frac{1}{2}V_2^2 - \frac{1}{2}V_0^2) \tag{3-2}$$

然而，旋翼付出的功率应为：

$$N = TV_1 = TV_0 + Tv_1 \tag{3-3}$$

旋翼功率等于旋翼拉力与桨盘处的气流速度 V_1 的乘积。在滑流理论中，这个功率还可分为两部分：第一部分是拉力与运动速度 V_0 的乘积，称之为有效功率；第二部分是拉力与桨盘处诱导速度 v_1 的乘积，称为诱导功率，纯为损失。

比较式（3-1）、式（3-2）和式（3-3），有

$$V_1 = \frac{1}{2}(V_2 + V_0)$$

在桨盘处的气流速度，等于在桨盘上游与下游处的气流速度之和的一半，

$$v_1 = \frac{1}{2}v_2$$

在桨盘处的诱导速度，等于在桨盘下游处的诱导速度的一半，这样一来，拉力公式可写成

$$T = 2\dot{m}v_1 \tag{3-4}$$

因

$$\dot{m} = \rho V_1 S_1 = \rho(V_0 + v_1)\pi R^2$$

将上式代入式（3-4），得

$$T = 2\rho(V_0 v_1 + v_1^2)\pi R^2 \tag{3-5}$$

2. 悬停时的诱导速度

若垂直上升速度 $V_0 = 0$，即直升机处于悬停状态，则

$$T = 2\rho v_{10}^2 \pi R^2 \quad (3-6)$$

设悬停时的诱导速度为 v_{10}，则

$$v_{10} = \sqrt{\frac{T}{2\rho\pi R^2}} \tag{3-7}$$

旋翼的桨盘载荷 $p = \frac{T}{\pi R^2}$，将其代入式（3-7），则

$$v_{10} = \sqrt{\frac{p}{2\rho}} \tag{3-8}$$

在海平面、标准大气条件下，空气密度ρ =1.2492（kg/m^3），则

$$v_{10} = 0.632\sqrt{p}\text{, m/s} \tag{3-9}$$

以算例直升机为例，桨盘载荷p=222.8N/m^2，则v_{10} =9.43m/s。

从式（3-9）知，桨盘处诱导速度与桨盘载荷的0.5次方成正比，可见，桨盘载荷越大，诱导速度越大，而桨盘下游远处（约0.25R）的诱导速度是桨盘处诱导速度的二倍，如果桨盘载荷为203~562N/m^2，则尾流远处（地面）的诱导速度达18~30m/s，足可将尘沙或雪卷起，遮挡飞行员的地面视野；如果桨盘载荷再大，沙粒就会被尾流卷起，甚至打到桨叶上或被发动机进气道吸入，会造成严重后果。

正在起吊载荷或正在引导飞行员精确着陆时，旋翼下洗流流速太高也会给正在悬停的直升机下面的工作造成困难。

由此可见，桨盘载荷越大，使用中的问题越严峻，对于那种以非直升机方式悬停的飞机，由于采用的是螺旋桨或升力喷气发动机那样特别高的桨盘载荷装置，上述问题变得更加严峻，以致不得不限制只能在坚硬的、有准备的场地起落。鉴于这些，有人可能会问："为什么仍要采用大桨盘载荷?" 答案是，桨盘载荷大了，旋翼在产生同样升力，旋翼直径就小，结构紧凑，就可以设计出空重小的直升机，而这种直升机有着非常广泛的用途。

3. 悬停效率

由动量关系推导出来的功率是理想化的旋翼需用功率，从式（3-3）知，在悬停时V_0 =0，则

$$N = Tv_{10} \tag{3-10}$$

此功率为诱导功率，是理想化的旋翼需用功率。事实上，桨叶在旋转时桨叶有阻力，要消耗功率，所以实际功率要比诱导功率或理想功率高。诱导功率与实际功率之比称为悬停效率，用η_0表示

$$\eta_0 = \frac{\text{诱导功率}}{\text{实际功率}} \tag{3-11}$$

悬停效率的值是旋翼几何形状和旋翼工作状态的函数。对于常规直升机，旋翼的旋翼塔试验证实，最大的悬停效率在实践中可达0.75~0.80。

在悬停时，把拉力公式（3-6）和功率公式（3-10）无因次化，即拉力除以$\frac{1}{2}\rho\Omega^2R^2.\pi R^2$，功率除以$\frac{1}{2}\rho\Omega^2R^2\pi R^2\Omega R$，则

$$C_T = 4\bar{v}_{10}^2 \tag{3-12}$$

$$m_k = C_T\bar{v}_{10} = \frac{1}{2}C_T^{3/2} \tag{3-13}$$

式中：$\bar{v}_{10} = \frac{v_{10}}{\Omega R}$。

此时，将悬停效率η_0的表达式（3-11）改写为系数形式：

$$\eta_0 = \frac{C_T\bar{v}_{10}}{m_k} = \frac{1}{2}\frac{C_T^{3/2}}{m_k} \tag{3-14}$$

3.1.2 垂直飞行时的叶素理论

1. 叶素上的升力和阻力

我们按照滑流理论求得垂直飞行时的旋翼拉力和需用功率。该理论把旋翼桨盘看成一个无限薄的圆盘，一股无黏性的滑流流过桨盘。很显然，滑流理论只是从气流的变化关系来研究旋翼的空气动力特性，没有考虑旋翼的几何特性和气流的黏性。

旋翼的叶素理论，是把桨叶看成由无限个桨叶微段（叶素）组成。考虑每个叶素的运动、受力情况，并找出叶素的几何特性、运动特性和空气动力特性之间的关系，然后对一片桨叶进而对整个旋翼进行积分，得到旋翼拉力和功率的公式。

旋翼桨叶的翼剖面（叶素）是翼型，在桨叶上取一微段 $\mathrm{d}r$，设流向桨叶翼型的相对气流合速度为 W（见图 3－3），则作用在翼型上的空气动力——升力和阻力为

$$\mathrm{d}Y = \frac{1}{2}c_y\rho W^2 b\mathrm{d}r \tag{3-15}$$

$$\mathrm{d}X = \frac{1}{2}c_x\rho W^2 b\mathrm{d}r \tag{3-16}$$

式中：c_y——翼型升力系数。

c_x——翼型阻力系数。

c_y 和 c_x 均与翼型形状、迎角、R_e（雷诺数）和 M（马赫数）等有关。

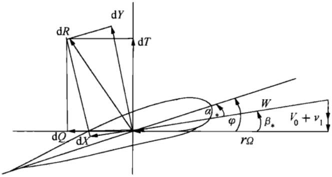


图 3－3 叶素各参数的相互关系

翼型升力 $\mathrm{d}Y$ 与 W 相垂直，指向上。型阻 $\mathrm{d}X$ 沿 W 方向，指向后。$\mathrm{d}Y$ 和 $\mathrm{d}X$ 的合力以 $\mathrm{d}R$ 表示。

气动合力 $\mathrm{d}R$ 沿旋翼旋转轴的分力 $\mathrm{d}T$ 称翼型拉力，$\mathrm{d}R$ 在构造旋转平面的分力 $\mathrm{d}Q$ 为翼型旋转阻力，逆于旋转方向为正。

翼型升力 $\mathrm{d}Y$ 和拉力 $\mathrm{d}T$ 之间的夹角为来流角 β_*，因此翼型升力和旋转阻力为

$$\mathrm{d}T = \mathrm{d}Y\cos\beta_* - \mathrm{d}X\sin\beta_* \tag{3-17}$$

$$\mathrm{d}Q = \mathrm{d}X\cos\beta_* + \mathrm{d}Y\sin\beta_* \tag{3-18}$$

翼型旋转阻力 $\mathrm{d}Q$ 乘以半径 r 即为翼型扭矩 $\mathrm{d}M$，乘以 $r\Omega$ 即为翼型所消耗的功率 $\mathrm{d}N$：

$$\mathrm{d}M = \mathrm{d}Qr = (\mathrm{d}X\cos\beta_* + \mathrm{d}Y\sin\beta_*)r \tag{3-19}$$

$$\mathrm{d}N = \mathrm{d}Qr\Omega = (\mathrm{d}X\cos\beta_* + \mathrm{d}Y\sin\beta_*)r\Omega \tag{3-20}$$

各个微段翼型的拉力和功率之和，就是整片桨叶的拉力和功率。旋翼的 k 片桨叶相

加，便得到整个旋翼的拉力和功率。

在悬停时，来流角β_*由相互垂直的速度$r\Omega$和v_{10}定义，即

$$\beta_* = \tan^{-1}\frac{v_{10}}{r\Omega}$$

如果小于10°，可采用小角度假设：

$$\cos\beta_* \approx 1$$

$$\sin\beta_* \approx \beta_* \approx \frac{v_{10}}{r\Omega},\ W \approx r\Omega$$

所以

$$dT \approx dY - dX\beta_* \approx dY \tag{3-21}$$

$$dQ \approx dX + dY\beta_* \tag{3-22}$$

在翼型拉力dT项中，略去了第二项$dX\beta_*$，因为该项与dY比较起来很小。翼型的旋转阻力包括两项，型阻（dX）部分和拉力阻力（$dY\beta_*$.）部分，后者是伴随拉力而来的。故旋翼的拉力和功率

$$T \approx k\int_0^R dY \tag{3-23}$$

$$N \approx k\int_0^R dX\, r\Omega + k\int_0^R dY\,\beta_* r\Omega \tag{3-24}$$

式中：k——桨叶片数。

2. 考虑桨根和桨尖损失时的旋翼升力和功率

旋翼桨叶的升力在桨尖的顶端为零，这和机翼翼端升力为零一样，但这升力是从桨尖内侧一段距离起开始减小，因此，在求桨叶升力时，对微段桨叶升力积分到桨尖顶端有些过于乐观。同样，从桨心开始积分也过于乐观。通常，桨叶根部与桨毂相连，桨毂只产生阻力，不产生升力。桨叶为与桨毂相连，为受力合理，桨叶根部收缩，形成叶柄，它没有翼型也不产生升力，一般桨毂半径加叶柄（桨根切除）约占旋翼半径的20%，所幸的是旋翼翼根的旋转线速度很小，这部分产生的升力和阻力都不大。图3-4示出理想扭转桨叶的理论升力分布和实际升力分布曲线。

设r_0为桨根切除部分的半径，BR（$=r_1$）为有效外半径。考虑到叶端损失后，旋翼拉力公式（3-23）和功率公式（3-24）可写为

$$T \approx k\int_{r_0}^{BR} dY \tag{3-25}$$

$$N \approx k\int_0^R dX r\Omega + k\int_{r_0}^{BR} dY\,\beta_* r\Omega \tag{3-26}$$

桨尖损失B的值取决于桨叶总的升力及其几何形状。升力越大，相对于半径的叶弦越宽，升力减小的部位越靠内。求B的经验方程为

$$B = 1 - \frac{\sqrt{C_T}}{k} \tag{3-27}$$

对于一般直升机，$B \approx 0.97$。

3. 悬停时的旋翼拉力和需用功率

（1）悬停时的旋翼拉力

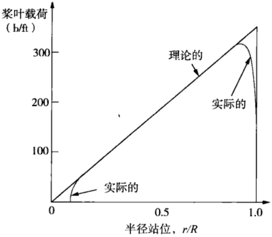


图 3－4　理论升力分布和实际升力分布曲线

注：1b＝453.59g，1ft＝30.48cm

为计算方便起见，积分的上下限仍用原值，而在积分号前面引入一个叶端损失系数χ（$=B^2$）（严格来说，对于拉力和对功率应分别对待），则旋翼的拉力和功率为

$$T \approx k\chi\int_0^R \mathrm{d}Y \tag{3-28}$$

$$N \approx k\int_0^R \mathrm{d}\,Xr\Omega + k\chi\int_0^R \mathrm{d}Y\beta_* r\Omega \tag{3-29}$$

当地迎角α为

$$\alpha = \varphi - \beta_* \approx \varphi - \frac{v_{10}}{r\Omega}$$

升力系数c_y

$$c_y = a_\infty \alpha$$

将旋翼升力式（3－28）和功率式（3－29）写成无因次形式，则

$$C_T = \frac{k\chi}{\pi}\int_0^1 c_y \bar{r}^2 \bar{b}\mathrm{d}\bar{r} \tag{3-30}$$

$$m_k \approx \frac{k}{\pi}\int_0^1 c_x \bar{r}^3 \bar{b}\mathrm{d}\bar{r} + \frac{k}{\pi}\int_{\bar{r}_0}^{\bar{r}_1} c_y \bar{r}^3 \beta_* \bar{b}\mathrm{d}\bar{r} \tag{3-31}$$

式中：$\bar{r} = \frac{r}{R}$，$\bar{b} = \frac{b}{R}$，$\bar{v}_1 = \frac{v_1}{R\Omega}$。

在直升机的旋翼中，常用的是矩形桨叶。在此条件下，可得到旋翼拉力和功率的简明公式。

矩形桨叶，$\bar{b}$＝常数，旋翼实度$\sigma = \frac{k\bar{b}}{\pi}$，由（3－30）式的旋翼拉力表达式得

$$C_T = \chi\sigma\int_0^1 a_\infty(\phi - \beta_*)\bar{r}^2\mathrm{d}\bar{r} \tag{3-32}$$

假设桨叶是线性扭转，则

$$\varphi = \varphi_0 + \Delta\varphi * \bar{r} = \varphi_7 + \Delta\varphi(\bar{r} - 0.7)$$

$$\beta_{*} = \frac{\bar{v}_{10}}{\bar{r}}$$

设升力系数 c_y 沿桨叶半径为一常数，且等于桨叶特征剖面的升力系数 C_{Y7}，那么，由（3-32）式可得

$$C_T = \frac{1}{3}\chi\sigma c_{y7}$$

实际上，c_y 沿桨叶半径是变化的，但是我们总可以这样处理

$$C_T = \frac{\chi}{3}K_T\sigma c_{y7} \tag{3-33}$$

式中：K_T——拉力修正系数，表示拉力沿桨叶分布不均匀度。对于线性扭转的常用矩形桨叶，$K_T \approx 0.96$。

将上式改写一下：

$$\frac{C_T}{\sigma} = \frac{\chi}{3}K_T c_{y7} \tag{3-34}$$

参数 $\frac{C_T}{\sigma}$ 表示单位桨叶面积的拉力系数。此值一般在0.01～0.02之间。

（2）悬停时的旋翼需用功率

现在让我们讨论旋翼需用功率。根据式（3-31），在矩形桨叶 $\bar{b}$ 等于常数的情况下：

$$m_k \approx \sigma\int_0^1 c_x\bar{r}^3 \mathrm{d}\bar{r} + \sigma\int_{\bar{r}_0}^{\bar{r}_1} C_y\bar{r}^2\bar{v}_{10}\mathrm{d}\bar{r}$$

上式第一项为旋翼型阻功率系数，第二项为旋翼诱导功率系数。

1）型阻功率系数 m_{kx}：

$$m_{kx} = \sigma\int_0^1 C_x\bar{r}^3 \mathrm{d}r$$

桨叶剖面型阻系数 c_x 沿桨叶半径是变化的，但总可以这样处理：假设以桨叶特征剖面的型阻系数 c_{x7} 表征桨叶各个剖面型阻系数，同样用一修正系数 K_P 来考虑型阻分布不均匀对旋翼型阻功率所带来的影响，因此

$$m_{kx} = \frac{1}{4}K_p\sigma c_{x7} \tag{3-35}$$

式中：K_P 称为型阻功率修正系数，其值与桨叶几何形状有关，对于常用的矩形桨叶，$K_P \approx 1$。

空气压缩性对旋翼型阻功率有显著影响，特别是当桨叶叶尖M数较高时。设 $M1$ 表示叶尖M数，Δm_{kb} 表示空气压缩性引起的旋翼型阻功率系数的增量。图3-5给出了 Δm_{kb} 与 $M1$、$\frac{C_T}{\sigma}$ 的关系曲线。

由图可见，在 $M1 > 0.4$ 后，应当记入压缩性引起的功率增加。叶尖M数 $M1$ 越高，单位桨叶面积的拉力系数 $\frac{C_T}{\sigma}$ 越大，压缩性的影响越显著。

从上可知，旋翼型阻功率的计算比较复杂，除 M 数和 c_y 对其影响外，桨叶表面的粗糙度、桨叶的弯曲变形等都对旋翼型阻功率产生影响。试验表明，理论计算的型阻功率一

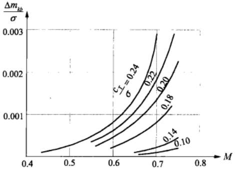


图 3-5 M 数和 $\frac{C_T}{\sigma}$ 对压缩性的影响

般偏小，为综合考虑这些影响，在工程上为计算方便，常常采用简化处理的方法。将式（3-35）中的 c_{x7} 分为两部分：

$$c_{x7} = c_{1x} + c_{3x}$$

式中：$c_{1x}=0.009$，$c_{3x}=0.284\,c_Y^{FN3}$，FN3 为一常数。

2）诱导功率系数 m_{ki}：

$$m_{ki} = \sigma\int_{\bar{r}_0}^{\bar{r}_1} c_y \bar{r}^2 \bar{v}_{10} \mathrm{d}\bar{r}$$

假设：诱导速度 $\bar{v}_{10}$ 沿桨盘均匀分布，c_y 用特征剖面的 c_{y7} 代替，这样，上式可以积分出来。因实际上的诱导速度非均匀分布的影响，特引入一个诱导功率修正系数。于是

$$m_{ki} = JC_T\bar{v}_{10} \tag{3-36}$$

式中：J = 1.12。

悬停时的诱导速度 $\bar{v}_{10}$ 由（3-12）式考虑叶端损失 B（≈ 0.97）后可得：

$$\bar{v}_{10} = \frac{\sqrt{C_T}}{2B} \tag{3-37}$$

这样，旋翼悬停时的需用功率 N_r 为

$$\begin{aligned} N_r &= \frac{1}{2}m_{kr}\rho\pi R^2(R\Omega)^3 \\ &= \frac{1}{2}(m_{kX} + m_{ki})\rho\pi R^2(R\Omega)^3 \end{aligned} \tag{3-38}$$

3.1.3 垂直飞行时的涡流理论

由于滑流理论只是根据整个气流的运动特性来描述桨盘的作用，给出旋翼桨盘处的平均诱导速度，无法涉及旋翼的几何形状，而叶素理论虽然从桨叶剖面受力情况来分析问题，但不能很好解决沿半径的诱导速度分布，无法得知沿旋翼桨叶径向的空气动力载荷，无法进行旋翼设计。为此，必须进一步了解旋翼周围的流场，即旋翼桨叶作用于周围空气所引起的诱导速度，特别是沿桨叶半径的诱导速度，从而可计算桨叶各个剖面的受力分布。

在理论空气动力学中，涡流理论就是求解任一物体（不论飞机机翼或旋翼桨叶）作用于周围空气所引起的诱导速度的方法。从涡流理论的观点来看，旋翼桨叶对周围空气的作用，相当于某一涡系在起作用，也就是说，旋翼的每片桨叶可用一条（或几条）附着涡及很多由桨叶后缘逸出的、以螺旋形在旋翼下游顺流至无限远的尾随涡来代替。

按着旋翼经典涡流理论，对于悬停和垂直上升状态（轴流状态），旋翼涡系模型就像一根半无限长的涡柱，由一射线状的圆形涡盘的附着涡系及多层的圆柱涡面（每层涡面由螺旋涡线所组成）的尾迹涡系两部分构成（图3－6）。

有了涡系模型，如果已知每条螺旋涡系的强度即环量，就能依据 *Biot – Savart* 公式计算该涡系对空间任一点所激起的诱导速度。所谓环量，在旋翼涡流理论中是一个相应于桨叶气动载荷的概念。另一方面，桨叶气动载荷或相应的环量，又由桨叶剖面的翼型几何参数及当地运动参数（含当地诱导速度）来决定。由涡系及其环量来计算诱导速度，称之为外部问题。由桨叶剖面的参数包括诱导速度来计算环量，称之为内部问题。外部问题和内部问题彼此联立求解或迭代求解，最后得出桨叶气动载荷。

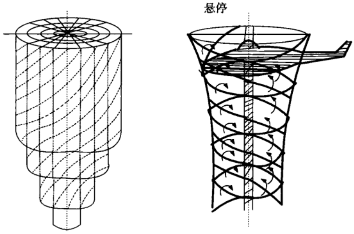


图3－6 悬停、垂直上升状态的涡柱

对于悬停及垂直上升状态的旋翼（也就是推进螺旋桨），尽管它的轴向涡柱模型，由射线状的附着涡系和螺旋线的尾迹涡系所构成，要比飞机机翼的平面涡系复杂得多，但在推进螺旋桨的发展期间，计算诱导速度的这个外部问题已由俄罗斯学者茹柯夫斯基解决。

3.1.4 自由涡系概念

以上介绍的是经典涡流理论。经典涡流理论能够给出关于诱导速度和气动特性的经典表达式，简明清晰，便于分析各参数的影响和明了其物理意义，用于旋翼性能计算也可得到较好的结果，因而得到广泛应用。然而该理论尚有两点不足：

（1）它假定旋翼桨叶的附着涡沿桨盘连续分布，即桨叶片数为无限多，因而不能分析诱导速度随时间的变化，而且，尤其重要的是，不能计及桨叶之间的干扰。

（2）它假定所有桨叶尾涡按照统一的等效速度向后延伸（因而涡系具有规则的形状），没有计入尾流速度不均匀对尾涡延伸的影响，即不计涡系形状的畸变。

由于上述原因，经典涡系得出的诱导速度分布不够准确，据此算得的旋翼诱导功率、桨叶失速边界及桨叶动载荷等皆偏于乐观。

如果抛弃桨叶片数无限多的假设，则旋翼尾涡由 k 个螺旋涡面（对应于 k 片桨叶）组成。计入尾流速度的不均匀，认为尾涡按当地速度延伸，则得到形状畸变的涡系。一片桨叶的自由尾涡形状如图 3－7 所示。桨叶后面拖一个形状不规则的涡面，外缘部分向上卷起。实际应用的桨叶涡系简化为由一条涡线（或涡面），一条强的桨尖涡线、一条桨根涡线及若干条内部涡线组成。计算时将各涡线用许多微段连成的折线代替，如图 3－8 所示。根据自由涡线的定义，即涡线在流场中不受力的条件，亦即

$$\vec{V} \times \vec{\Gamma} = 0$$

式中：$\vec{V}$——速度矢量；

$\vec{\Gamma}$——环量矢量。

经逐次近似计算，确定所有折点的位置和速度，从而得到自由涡的形状和流场速度分布。

自由涡系模型计入了桨叶片数的影响，包括叶间干扰和旋转中桨叶位置的变化，又按照流场速度分布确定涡系的几何形状，因而能够给出较真实的诱导速度分布及瞬时值。但是，由于涡系几何形状的复杂和反复迭代运算的巨大工作量，只能由电子计算机做数值解。

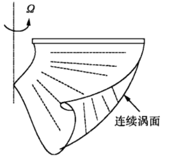


图 3－7　一片桨叶的自由尾涡形状

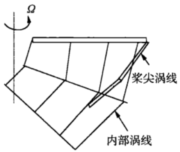


图 3－8　简化的桨叶涡系

3.1.5　非均匀诱导速度分布的计算

采用涡流理论可以更准确地计算旋翼桨盘的诱导速度分布，从而计算出沿桨盘平面的载荷分布。

对于矩形桨叶，悬停时的诱导速度 v_{10} 可写为

$$v_{10} = \frac{\Omega R a_{\infty} \sigma}{16}\left\{-1 + \sqrt{1 + \frac{32(\varphi - \alpha_0)\frac{r}{R}}{a_{\infty}\sigma}}\right\} \tag{3-39}$$

式中：α_0——零升角。

从上式可见，显然诱导速度分布只取决于半径站位，因为 $(\varphi - \alpha_0)\bar{r}$ 随半径变化。

3.2 悬停时的需用功率和可用功率

直升机在悬停和垂直飞行时所需的功率均由发动机提供。所提供的功率绝大部分被旋翼和尾桨所吸收，只有很小一部分被附件消耗 N_{acc} 和被传动系统损失 N_{ret} 掉。

3.2.1 发动机的可用功率 N_{av}

现代直升机上所安装的发动机绝大多数是涡轮轴发动机，只有少数小型直升机采用活塞发动机。涡轮轴发动机又分为定轴涡轮和自由涡轮，后者被广泛应用。

对于涡轮轴发动机，通常厂家提供发动机功率和耗油率随高度、温度变化的最低保证性能曲线，还提供在加温、通风设备打开时的最低保证性能曲线，用户可放心地使用曲线。不过，该曲线是在发动机台架试验得到的，发动机装在直升机上之后，其输出功率通常小于台架试验值。其原因是：

（1）进气道摩擦引起的进气压力损失。

（2）防沙器引起的进气压力损失。

（3）摩擦引起的排气反压。

（4）红外抑制器引起的排气反压。

（5）排气重新吸入引起进气温度升高。

（6）压气机放气。

直升机气动计算人员要准确估算出各种损失的多少是不切实际的，甚至是不可能的，需要从事具体的发动机安装专家的帮助。通常，一般损失占总功率的2%～3%。如果装有防沙装置和红外抑制器等，功率消耗应另外考虑。

对于活塞发动机，其可用功率和耗油率是油门开度、高度、温度、转速、湿度等的函数，通常厂家只提供在发动机标准状态下，在100%油门打开时其功率、扭矩和耗油率随转速的变化，所以对其他任意飞行状态（部分油门打开）的功率和扭矩值，应以发动机地面试车所得的实测数据为依据，考虑高度、温度、湿度后进行计算。

关于发动机的详细介绍见第14章。

3.2.2 尾桨功率 N_{TR}

对于单旋翼带尾桨的直升机，在悬停和平飞时，尾桨消耗的功率主要由型阻功率和诱导功率组成，在计算 N_{TR} 时首先应计算出尾桨拉力 T_{TR}，T_{TR} 可由下式估算

$$T_{TR}=\frac{1000\dfrac{N_r}{\Omega}\pm M_{YT}}{L_{XTR}} \tag{3-40}$$

式中：M_{YT}——机身的偏航力矩（含垂尾），M_{YT} 前的正负号，视 $\dfrac{N_r}{\Omega}$ 与 M_{YT} 是否同向而定，同向，则相加；反向，则相减；

L_{XTR}——尾桨中心距旋翼中心距离。

1. 普通尾桨

尾桨的型阻功率和诱导功率的计算方法与旋翼相同，但有些系数的取值与旋翼不同，

因尾桨半径比较小，桨盘载荷又比较大，所以叶端损失比较大，消耗的诱导功率比较大，诱导功率系数要取的大一些，可取 $J_{TR}=1.20$。

2. 涵道尾桨

涵道尾桨虽然是由涵道和螺旋桨两部分组成，但在计算需用功率时，认为涵道不消耗功率，因此只计算螺旋桨的需用功率，涵道尾桨的螺旋桨推力 T_P 为

$$T_P=\frac{T_{TR}}{1+f_4} \tag{3-41}$$

式中：f_4——涵道的推力因子，取决于涵道长度 L 与螺旋桨的直径 D 之比。由图 3-9 查得。

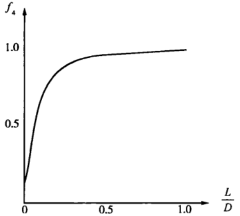


图 3-9　涵道的推力因子 f_4 与涵道深径比 $\frac{L}{D}$ 的关系

螺旋桨消耗的功率由阻功率和诱导功率所组成，其型阻功率和诱导功率的计算方法与普通尾桨相同，而诱导功率中的诱导速度 $\bar{v}_{1p}$ 利用悬停时的旋翼诱导速度计算公式计算，即

$$\bar{v}_{1p}=\sqrt{\frac{C_{TP}}{4B_{TR}^2}}$$

$$C_{TP}=\left[\frac{T_P}{\frac{1}{2}\rho\pi R^2(R\Omega)^2}\right]_P \tag{3-42}$$

式中：R——螺旋桨半径（m）；

Ω——螺旋桨旋转角速度（rad/s）；

B_{TR}——螺旋桨叶端损失。

3.2.3　悬停时的垂向阻力

在悬停时，在机身以及任何其他位于旋翼下方的部件上都会产生一个向下的载荷。在离桨盘距离约旋翼半径的 1/4 处，旋翼尾流就从旋翼直径收缩到差不多其远处尾流大小。对于大多数直升机，机身被认为浸没在远处尾流中并受到下洗流的充分影响。

对于在远处尾流中所有的直升机部件来说，设有效阻力系数为 0.3，可求得向下载荷的第一次估算值。垂直阻力 D_v 为

$$D_v=0.3\times（桨盘载荷）\times（所有受尾流影响部件的投影面积）$$

为便于应用，通常把垂直阻力表示为总重的百分数，称为增重系数，用 k_v 表示，则

$$k_v=\frac{D_v}{G}=\frac{0.3S_Y}{\pi R^2}$$

式中：S_Y——所有受尾流影响部件的俯视投影面积。

此时旋翼拉力 T 为

$$T=(1+k_v)G$$

3.2.4 全机需用功率 N_{re}

全机需用功率等于上述各项功率之和，即

$$N_{re} = N_r + N_{tr} + N_{acc} + N_{ret}$$

式中：N_{acc} ——附件消耗功率；

N_{ret} ——传动系统功率损失。

实际上，旋翼需用功率占全机需用功率的主要部分，其中一小部分是用于尾桨和其他功率的消耗。悬停时典型功率分配如图 3－10 所示。

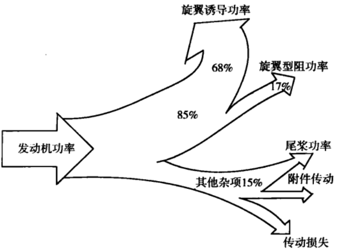


图 3－10 悬停时典型功率分配

旋翼需用功率和全机需用功率之比称为功率利用系数，用下式表示：

$$\zeta = \frac{N_r}{N_{re}}$$

从图中可见，在悬停时 $\zeta \approx 85\%$，对于装有活塞式发动机的直升机，由于附件传动损失比较大（带动冷却风扇），ζ 值还要小，$\zeta \approx 82\%$。在前飞时，由于尾桨消耗功率减小，ζ 逐渐增加，可达 0.90 以上。

3.2.5 悬停需用功率与大气条件的关系

空气密度的变化会引起直升机需用功率、可用功率和飞行性能的改变。

空气密度不仅随着高度的变化而变化，而且还取决于温度。求在任意空气压力、空气绝对温度下的空气密度 ρ，可采用下式计算：

$$\rho = \rho_0\left(0.379\,\frac{P}{T}\right) \qquad (3-43)$$

式中：ρ ——在具体条件下实际的空气密度；

ρ_0 ——在海平面、标准大气条件下的空气密度等于 1.25kg/m³，在海平面标准大气条件是空气压力 $P = 760$mmHg 和温度 $t = +15$℃（绝对温度 $T = 273$℃ $+ 15$℃ $= 288$℃）；

P——实际的空气压力；

T——实际的空气绝对温度。

更精确的计算在任意高度 H、温度 t 下的空气密度 ρ，建议采用下式：

$$\Delta = \frac{288}{273 + t}(1 - 0.225569 \times 10^{-4}H)^{5.25604} \tag{3-44}$$

$$\rho = \Delta\rho_0$$

式中：H——飞行高度（m）；

t——大气温度（℃）。

从式（3－43）可以看出，空气密度与其压力成正比，与其绝对温度成反比。因此，冬季的空气密度大于夏季的空气密度，但不管冬季还是夏季，空气密度都随着高度的增大而减小。

冬季由于空气密度增大，空气进入发动机的进气量随之增大，因此发动机功率也随之增大。与此同时，由于空气密度增大，直升机飞行的所需功率有所减小。

直升机的飞行性能，其中包括静升限，应换算成标准大气条件下，以便在评定飞行性能时可以不考虑直升机在空中测量飞行数据时的大气条件。

3.3 垂直飞行性能

能够垂直上升是直升机的特点，直升机也因此而得名。垂直上升性能包括：

（1）垂直上升速度 $V_{Y\perp}$。

（2）悬停升限 $H_{\perp}$：上升的极限高度。

（3）上升时间 t_H：上升至一定高度需用的时间。

通常在上升性能计算时，还求出相应于不同高度的旋翼总距 φ_7。

直升机的垂直上升性能主要取决于直升机本身的气动性能、直升机的重量和发动机的高空性能，当然还与外界条件（如大气温度、气压、湿度等）有关。垂直上升性能计算的基本方法是功率法。它从直升机应保持力的平衡和功率平衡的基本点出发，建立计算公式和计算方法。

根据给定的直升机飞行重量和已知参数，对应不同的飞行高度，按发动机可用功率计算出相应的垂直爬升率 $V_{Y\perp}$ 和需用总距，进而计算出爬升到各个高度所需的爬升时间和可能达到的最大高度——悬停升限 $H_{\perp}$。由于诱导速度、桨距及机体阻力又是爬升速度的函数，因而计算有一个迭代过程，其流程图如图 3－11 所示。

从流程图可知，要计算直升机的垂直性能，必须先知道发动机的可用功率、旋翼、尾桨及附件所消耗的功率、直升机机身的垂直废阻及地面效应等。

3.3.1 垂直上升速度 $V_{Y\perp}$

当发动机的出轴功率（可用功率）大于直升机悬停需用功率时，就有一部分剩余功率，利用此功率直升机可垂直上升。剩余功率 ΔN 为

$$\Delta N = N_{av} - N_{re}$$

式中：N_{re}——悬停时的直升机需用功率

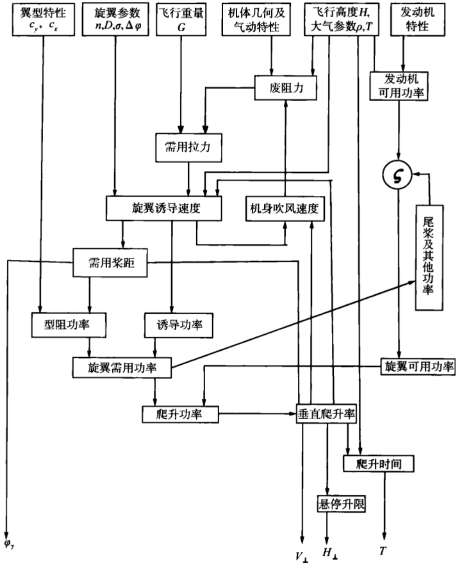


图3-11 垂直飞行性能计算流程图

垂直上升速度 $V_{Y\perp}$ 的第一次近似值：

$$V_{Y\perp} = \zeta \frac{\Delta N}{G}$$

直升机在垂直上升时，除了旋翼产生的向下气流外（诱导速度），还有空气相对直升机的相对运动，二者同向，合速相加。此时旋翼处的诱导速度为

$$v_{1\perp} = -\frac{V_{Y\perp}}{2} + \sqrt{\left(\frac{V_{Y\perp}}{2}\right)^2 + \frac{T}{2\rho\pi R^2}}$$

若旋翼拉力不变，则

$$v_{1\perp} = -\frac{V_{Y\perp}}{2} + \sqrt{\left(\frac{V_{Y\perp}}{2}\right)^2 + v_{10}^2} \tag{3-45}$$

计算表明，$v_{1\perp} < v_{10}$，所以垂直上升时的诱导功率小于悬停时的诱导功率，因此，垂直上升时要重新计算 ΔN，$V_{Y\perp}$，直至两次 $V_{Y\perp}$ 相比接近并达到满意的精度为止。或者对第一次 $V_{Y\perp}$ 进行如下修正：

$$V_{Y\perp 2} = V_{Y\perp 1} \cdot k_{yv}$$

$$k_{yv} = 1 + \frac{1}{\left(1 + \frac{V_{Y\perp 1}}{v_{10}}\right)}$$

从海平面开始，对不同高度进行计算便可得出 $H - V_{Y\perp}$ 曲线。其形状如图 3 - 12 所示。

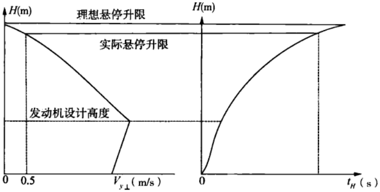


图 3 - 12　飞行高度随垂直爬升速度和爬升时间的变化

由于随着高度增高大气密度减小，直升机需用功率增加，而发动机的可用功率减小，所以 $V_{Y\perp}$ 随高度增加而越来越小。对于有功率储备的涡轮轴发动机，$V_{Y\perp}$ 到某一高度才减小。对于有增压器的活塞发动机，由于增压器的作用使进气压力增大，在发动机设计高度以下，发动机出轴马力是随高度的增加而提高，所以垂直上升速度 $V_{Y\perp}$ 仍有可能增大。

3.3.2　悬停升限

悬停升限又称静升限，是指直升机在标准大气条件下能够稳定悬停的最大高度。有地面效应影响时称为有地效悬停升限；否则，称为无地效悬停升限。前者比后者高。有关地面效应的论述见第 9 章。

按照 3.3.1 中的方法，求出各个高度上的垂直上升速度后，作出 $H - V_{Y\perp}$ 曲线，在理论上，$V_{Y\perp} = 0$ 的高度就是悬停升限，但实际飞行时，当 $V_{Y\perp}$ 接近于 0，直升机花很多时间却爬不了多高，为此，性能规范规定 $V_{Y\perp}$ 等于 0.5m/s 所对应的高度定为悬停升限。

由于有地面效应影响，直升机需用功率减小，因此剩余功率增加，所以有地效悬停升限大于无地效悬停升限。以算例直升机为例：

无地效悬停升限　　2550m

有地效悬停升限　　3200m

可见，二者相差较大。

因为地面效应的影响随直升机离地距离（确切地讲，是旋翼离地距离）而变化，究竟离地多高才算有地效悬停升限，对此没有很明确规定。一般来说，大型直升机离地高些，小型直升机离地低些，一般将起落架离地高度大约为旋翼直径的 0.20 的高度作为地效高度。

在炎热的夏天，当空气温度高于标准温度，空气密度又低于标准空气密度时，发动机功率减小，而需用功率增大，剩余功率不多。因此直升机冬季静升限高于夏季静升限。

3.3.3 垂直上升时间 t_H

垂直上升时间指直升机垂直上升到某一高度所需用的时间，即

$$t_H = \int_0^H \left(\frac{1}{V_{Y\perp}}\right) \mathrm{d}H$$

爬升时间随高度的变化示于图 3-12 中。随着高度增加，爬升速度减小，爬升时间增长。在计算爬升时间时，计算点取的密，即高度间隔取的小，则计算结果会准确些。

3.3.4 垂直下降

1. 低速下降

当直升机下降时，相对气流是向上的。而旋翼的诱导速度几乎永远是向下的，因为旋翼的升力几乎永远是向上的。这样，相对气流与旋翼的诱导速度方向相反，二者相碰，如果下降速度 $V_{Y\perp}$ 较小（小于悬停时的诱导速度 v_{10} 的 1/4），从动量观点来看，诱导速度方程为：

$$v_{1\perp} = \frac{V_{Y\perp}}{2} + \sqrt{\left(\frac{V_{Y\perp}}{2}\right)^2 + v_{10}^2} \tag{3-46}$$

当 $V_{Y\perp} > \frac{1}{4}v_{10}$，由于流态混杂，作为动量理论基础的连续流动假设已不再成立，所以上式也无意义。

2. 涡环状态

当直升机垂直下降速度 $V_{Y\perp} = (\frac{1}{4} \sim \frac{5}{4})v_{10}$ 范围内时，旋翼运行于环圈形的旋转气团内，气团向下穿过旋翼又绕过桨尖的外侧而向上，这就是涡环状态。在此状态直升机会感到明显的不稳定，升力变化，俯仰和滚转力矩也有改变，使直升机颠簸摇晃，在 $V_{Y\perp} = (\frac{3}{4} \sim 1)v_{10}$ 时为最严重。直升机进入涡环状态，要想制止下降速度，飞行员往往采用提总距的方式，但却适得其反，越提越下降。在涡环状态由于桨叶发生局部失速，需用功率甚至比悬停时还大。有关涡环状态的详细介绍见第九章。

3. 风车制动状态

如果直升机的垂直下降速度继续加大，大到比悬停时的诱导速度还大，则旋翼处的局部流动和远处的流动都是向上的，旋翼上又形成较好的尾迹，可再次应用动量理论，这种状态通常称之为风车制动状态，此时诱导速度为：

$$v_{1\perp} = \frac{V_{Y\perp}}{2} - \sqrt{\left(\frac{V_{Y\perp}}{2}\right)^2 - v_{10}^2} \tag{3-47}$$

第 4 章　水平飞行

4.1　前飞时旋翼桨叶的工作原理

水平飞行状态是直升机最主要的飞行状态，因为这一状态通常占有最长的飞行时间，根据对运输类直升机的统计，无侧滑平飞时间约占总飞行时间的48%以上。在水平飞行时，桨盘前倾，机身也随飞行速度的增加而逐渐前倾，旋翼是在气流斜吹条件下工作的。

为便于分析问题，本章使用的坐标系是旋翼构造轴系 $OX_SY_SZ_S$，坐标原点 O 在旋翼中心，竖轴 OY_S 沿旋翼的构造旋转轴，向上为正；纵轴 OX_S 指向前方，与速度 V_0 在构造旋转平面（$S-S$ 平面）的投影重合。若旋翼是右旋旋翼，横轴 OZ_S 指向右为正。如图 4－1 所示。

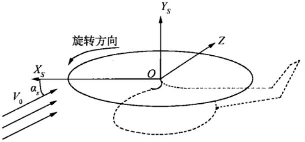


图 4－1　旋翼构造轴系

4.1.1　旋翼和桨叶的相对气流

为了分析旋翼在气流斜吹条件下的工作情况，首先必须了解流经旋翼和桨叶的相对气流速度。

设直升机的飞行速度为 V_0，或者从相对运动来说，速度为 V_0 的来流（未扰动气流）从一定方向吹向旋翼。按照与飞机机翼类似的方式，把来流 V_0 与旋翼构造旋转平面之间的夹角 α_s 定义为旋翼构造迎角（图 4－1）。

首先分析整个旋翼的相对气流。

把相对气流速度 V_0 分解为沿 OX_S 轴与沿 OY_S 轴两个方向的分量，并将它们除以桨尖旋转速度 $R\Omega$，便得到表征旋翼工作状态的两个重要的速度系数，如图 4－2 所示。

（1）平行于构造旋转平面（$S-S$ 平面）的速度系数，称其为前进比，又称飞行状态

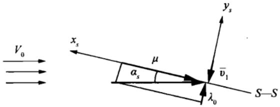


图4-2 旋翼的相对气流

特性系数，用μ表示：

$$\mu = \frac{V_0\cos\alpha_s}{\Omega R}$$

（2）垂直于构造旋转平面（$S-S$平面）的速度系数，称为轴向来流系数，或称为流入比，用λ_0表示：

$$\lambda_0 = \frac{V_0\sin\alpha_s}{\Omega R}$$

在悬停飞行时，由于$V_0=0$，μ及λ_0皆为0，此时α_s无意义。

α_s随飞行状态而变化。在垂直下降状态，V_0自下而上流向旋翼，α_s和λ_0为正值，$\alpha_s=90°$；垂直爬升时$\alpha_s=-90°$。

在前飞状态，直升机飞行速度越大，μ值越大。迎角α_s随飞行状态也有变化。一般来说，只有在下降时α_s和λ_0才可能为正值。在爬高及常用的平飞状态旋翼处于负迎角下工作，即来流从斜上方吹向旋翼，α_s和λ_0为负值。通常，直升机平飞时旋翼迎角$\alpha_s\approx-5°\sim-10°$。而普通固定翼飞机的机翼一般处于小的正迎角状态下飞行。

在工程上，由于$\alpha_s\approx-5°\sim-10°$，即使$\alpha_s=10°$，$\cos10°=0.985$，与1相差很小，为计算方便起见，通常

$$\mu \approx \frac{V_0}{R\Omega}$$

如果计入旋转平面处的等效轴向诱导速度v_1，那么旋翼的轴向相对气流应为（$V_0\sin\alpha_s-v_1$），此时的轴向来流系数（流入比）写为

$$\lambda_1 = \frac{V_0\sin\alpha_s - v_1}{\Omega R} = \lambda_0 - \bar{v}_1$$

下面分析桨叶的相对来流。

在轴流状态，即在悬停和垂直飞行状态，桨叶的周向来流仅是由桨叶旋转造成的，因而分布规律为Ωr，即沿桨叶半径呈三角形分布，且各片桨叶在每个方位角均相同。

在斜流状态，在旋转平面内增加了前飞相对速度在桨叶上的投影$V_0\cos\alpha_s=\mu\Omega R$，这一速度分量对于不同位置的各片桨叶影响不同，用$\psi$表示桨叶所在的方位角，顺旋转方向从（$-X_s$）轴方向（旋翼正后方）算起的方位角$\psi=0$。方位角随旋转方向而增加。从图4-3可以看出，桨叶在$\psi=0°\sim90°\sim180°$的半圆内逆风旋转，此时称为前行桨叶，在$\psi=180°\sim270°\sim360°$的半圆内顺风旋转，称为后行桨叶。桨叶在旋转平面内的相对气流应是旋转相对速度（Ωr）和前飞相对速度投影（$V_0\cos\alpha_s$）的矢量和。

在方位角ψ处的桨叶上，径向位置r处的相对气流速度为：

$$周向分量 = \Omega r + \mu\Omega R\sin\psi$$
$$径向分量 = \mu R\Omega\cos\psi$$

其中周向分量对于桨叶的气动特性具有重要意义。既然桨叶的相对气流速度随方位角做周期变化，那么它的空气动力也是周期变化的。

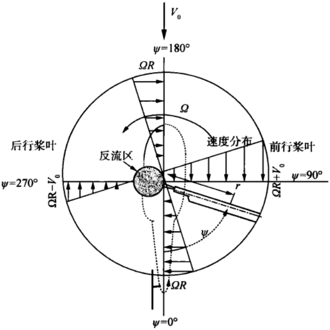


图 4－3　前飞时桨盘上的速度分布

从图 4－3 可以看出，由于前飞速度的影响造成旋翼旋转平面上左右两边的相对气流速度的不对称，这是容易理解的，因为在前行桨叶区域桨叶顶风旋转，相对气流速度是二者之和（$\Omega r + \mu\Omega R\sin\psi$），而在顺风旋转的后行桨叶相对气流速度是二者之差（$\Omega r - \mu\Omega R\sin\psi$），且随飞行速度的增大二者之差越来越大，在 $\psi = 90°$ 时，相对气流速度 $= \Omega r + V_0$；在 $\psi = 270°$ 时，相对气流速度 $= \Omega r - V_0$，二者之差最大为二倍前飞速度。

在后行桨叶一侧，靠近桨心处的旋转速度 $\Omega r < \mu\Omega R\ (= V_0)$ 的一段桨叶上，相对气流是自后缘吹向前缘的，因而称为“反流区”。在该区域内，桨叶的空气动力特性不正常。按周向分量等于零的条件可以确定反流区域和边界：

$$\Omega r + \mu\Omega R\sin\psi \leqslant 0$$

得

$$r \leqslant -\mu R\sin\psi$$

该式代表一个在 $\psi = 180° \sim 360°$范围内直径等于 μR 的圆形区域。如图 4－3 所示。反流区半径 r 是前进比（飞行速度）的函数，很明显，飞行速度越大，反流区半径 r 越大。一般直升机飞行速度较低（$\mu_{max} < 0.40$），反流区面积在整个旋翼旋转面积中所占比例很小，而且反流区内的气流速度也很小。实际上，由于桨毂和桨叶根部的结构，在 $(r/R) < 0.2$ 的桨心区域通常没有翼型剖面，也就不产生升力，只产生阻力，由于速度小，阻力

值也不大。因此；在没有特别指明的情况下，将忽略反流区的影响。

直升机的前飞速度越大，旋翼旋转平面上相对气流的不对称程度也越大。这种气流的不对称性使得桨叶上的力及其运动大为复杂，这是造成旋翼空气动力问题比固定翼飞机的机翼或者普通螺旋桨困难得多的根源所在。

4.1.2 桨叶的挥舞运动

为了建立叶素迎角方程，有必要研究桨叶的挥舞运动。

在直升机发展的早期，为了保证旋翼结构的完整性，曾像固定翼飞机的机翼那样，将桨叶固定在旋翼轴上。直升机一开始前飞时，就出现向侧面倾覆的倾向，随着飞行速度的增加，倾覆现象就越严重。出现这一现象的根本原因是旋翼旋转平面上气流的左右不对称。在前飞时，前行桨叶周向速度大，拉力大，后行桨叶周向速度小，拉力小，二者拉力差形成滚转力矩使直升机横滚。前飞速度越大，滚转力矩也越大。如无有效措施，直升机将难以前飞。另一方面，由于桨叶像一根很长的悬臂梁，分布的空气动力载荷引起很大的根部弯矩，而且这种弯矩随着周向气流速度的变化而相应地改变。桨叶在大的交变弯矩作用下容易发生疲劳损坏，甚至断裂。

铰接式旋翼消除了上述障碍。桨叶根部的“挥舞铰”（或称“水平铰”）通过桨毂与旋翼轴相连，桨叶可以绕挥舞铰做上下挥舞运动。桨叶在挥舞运动中偏离 $S-S$ 平面（构造旋转平面）向上抬起的角度称为桨叶挥舞角，通常用β表示，见图4-4。桨叶挥舞运动所在的平面称为挥舞平面。显然，挥舞平面与 $S-S$ 平面相垂直。

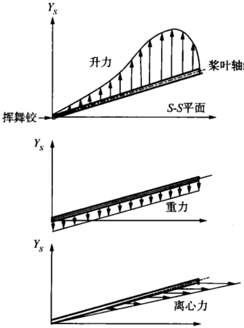


图4-4 在挥舞平面内作用在桨叶上的力

直升机在稳定悬停状态时，桨叶的周向气流相对速度不随方位角变化。假如对旋翼没

进行周期操纵，在旋转时各片桨叶抬起同样的角度，该角度的大小取决于挥舞面内桨叶拉力、重力和离心力三者对挥舞铰力矩的平衡。由图4-4可知，拉力使桨叶上扬，重力使桨叶下垂，而不论桨叶是处在上翘（$\beta > 0$）或下垂（$\beta < 0$）位置，离心力总是力图把它拉回到$S-S$平面上（$\beta = 0$）。由于桨叶的重力远小于升力，它对挥舞的影响通常忽略不计。

既然悬停时各片桨叶的挥舞角相同（不随方位角变化），即$\beta = a_0$，那么旋翼旋转的轨迹应是一个倒置的圆锥，如图4-5所示，a_0称为旋翼锥度角，锥形轨迹称为旋翼锥体，桨尖轨迹圆是旋翼锥体的底面，称为桨尖平面或$D-D$平面。

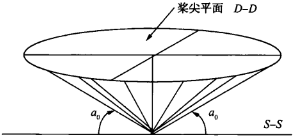


图4-5　悬停时的桨尖轨迹

在垂直飞行状态，虽然因桨叶上翘脱离了$S-S$平面，但若没进行周期操纵，则$D-D$平面平行于$S-S$平面，这种“均匀挥舞”并不影响桨叶空气动力的对称性。

直升机在前飞时处于斜流状态，桨叶的相对气流及空气动力沿方位角周期变化，致使桨叶在旋转中又有周期挥舞运动，可观察到此时旋翼锥体（或桨尖平面）大致向侧后方倾斜。

挥舞角β可以写成富氏级数形式：

$$\beta = a_0 - a_1\cos\psi - b_1\sin\psi - a_2\cos2\psi - b_2\sin2\psi \quad (4-1)$$

富氏级数具有如下特性，可把任何一个复杂的连续周期函数转化成简单的多个单项三角函数之和。

首先来看上式各项的物理意义。

a_0是挥舞角β中不随方位角改变的常数部分。在悬停时$\beta = a_0$、a_0表示旋翼锥体尖或钝的程度。

$-a_1\cos\psi$代表桨叶挥舞角的简单余弦运动部分。这一分量在$\psi = 180°$处达到最大值（$+a_1$），在$\psi = 0°$处有最小值（$-a_1$），而在$\psi = 90°$及$\psi = 270°$处为零。这就表明，桨叶在正前方（X_S轴的正向）位置时上抬最高，在正后方下垂最低，这种运动体现在桨尖轨迹上，就是旋翼锥体向后倒了a_1角度，系数a_1称作后倒角。$\beta = -a_1\cos\psi$的运动图像及$D-D$平面的倾斜见图4-6。

$-b_1\sin\psi$代表桨叶挥舞角的简单正弦运动部分。与上述余弦相类似，它的作用使旋翼锥体向$\psi = 90°$方面倾斜了b_1角度，系数b_1称为侧倾角。

二阶谐波项$a_2\cos2\psi$和$b_2\sin2\psi$的变化比一阶谐波项快一倍，每转一周四次为零，两次达到最大正值和两次达到最大负值。

以a_2,b_2，…等为振幅的各阶谐波项，可以看作是桨叶相对于旋转锥体表面的高阶运

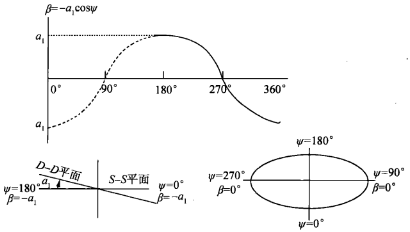


图 4-6 $\beta=-a_1\cos\psi$ 的运动图像及 $D-D$ 平面的倾斜

动。由于这种运动，锥面不是均匀光滑的，而是有波纹或好像是起皱一样。考虑二阶谐波减小了最大和最小挥舞角，并将最大挥舞角所在方位后移。

可以取（4-1）式前面的有限项来得到 β 的近似值，所取项数越多精确度就越高，当然计算也更复杂。所幸的是各阶谐波幅值随阶次的增高而迅速减小。因此，除特殊需要外，通常只取到一阶或二阶为止。这里，只取到一阶，即

$$\beta = a_0 - a_1\cos\psi - b_1\sin\psi \tag{4-2}$$

该式表明，桨叶上抬一个锥度角 a_0，并以此为中立位置做简谐运动。这一挥舞运动的轨迹，就是叶尖平面（$D-D$ 平面）相对于构造旋转平面（$S-S$ 平面）后倒 a_1 角，向右倒 b_1 角，如图 4-7 所示。而在任一方位，$D-D$ 平面相对于 $S-S$ 平面的变化为

$$\Delta\beta = \beta - a_0 = -a_1\cos\psi - b_1\sin\psi$$

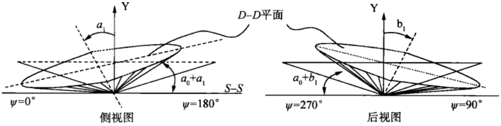


图 4-7 后倒角 a_1 和侧倒角 b_1

既然 $D-D$ 平面向后倒又向右倾，那么挥舞角 β 最小的方位角应在 $\psi=0°\sim90°$ 象限内，β 最大处应在 $\psi=180°\sim270°$ 象限内，对应的方位角通过对（4-2）式求导可求得

$$\frac{d\beta}{d\psi} = a_1\sin\psi - b_1\cos\psi = 0$$

得

$$\psi(\beta_{max}, \beta_{min}) = \arctan\left(\frac{b_1}{a_1}\right) \tag{4-3}$$

挥舞运动的角速度通过（4－2）式对时间求导可得

$$\dot{\beta}=\frac{d\beta}{dt}=\frac{d\beta}{d\psi}\cdot\frac{d\psi}{dt}=(a_1\sin\psi-b_1\cos\psi)\Omega \tag{4-4}$$

对于挥舞角速度最大和最小时的方位角，同样可以求得

由

$$\frac{d\dot{\beta}}{d\psi}=(a_1\cos\psi+b_1\sin\psi)\Omega$$

得

$$\psi(\dot{\beta}_{max},\dot{\beta}_{min})=\arctan\left(-\frac{a_1}{b_1}\right) \tag{4-5}$$

将式（4－5）与式（4－3）对比可以看出，挥舞角为最大或最小的方位角比挥舞速度为最大或最小的方位角恰好超前90°，即在时间上滞后1/4周。也就是说，桨叶在挥舞速度达到最大（或最小）之后再转过1/4圈，方能挥舞到最高（或最低）位置。

图4－8是一典型旋翼的挥舞运动，该图体现了式（4－2）、式（4－3）和式（4－5）的含义。

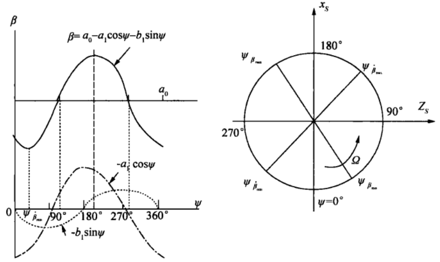


图4－8　挥舞角随方位的变化

下面解释这些挥舞系数的物理意义：

1. 锥度角 a_0

锥度角 a_0 主要取决于桨叶绕水平铰的两个力矩——拉力力矩与离心力力矩之间的平衡关系。显然，转速越高，离心力（矩）越大，a_0 角越小。拉力力矩越小，a_0 角也越小。在不同的飞行状态下，即使旋翼转速不变，总拉力也不变，由于拉力沿桨叶径向位置的分布不同，锥度角也会有些差别。当拉力分布偏重于外端部分时锥度角增大，若偏重于桨根部分则锥度角减小。

2. 后倒角 a_1

后倒角 a_1 源于旋转平面上周向相对气流的不对称。当桨叶由 $\psi=0°$ 向前转动时，周

向速度由基准值 ΩR 开始增加，升力趋于增大，使桨叶向上抬起；而在桨叶向上挥舞的同时，就有向下的相对气流使桨叶各剖面的迎角减小，不让升力增大。这样挥舞速度起着自动调节升力的作用。以桨叶 $r/R=0.70$ 处剖面为代表，挥舞运动提供的迎角补偿如图4－9所示。当桨叶转过 $\psi=90°$ 后，周向速度开始减小，升力趋于减小，上挥速度也就由最大开始减小，迎角由最小开始增大。而桨叶以逐渐减小的挥舞速度继续向上挥，直到 $\psi=180°$ 处上挥速度减小到0，桨叶停止上抬，在此处翘到最高位置。转过 $\psi=180°$ 位置后变为后行桨叶，周向速度由基准值继续减小，升力趋于减小，桨叶由最高位置开始下落，而同时就有向上的相对气流使桨叶各剖面的迎角增加，又补偿周向流速减小所引起的升力下降。与前行桨叶上挥的分析相对应，后行桨叶在 $\psi=270°$ 处下挥速度最大（挥舞速度负的最大）。在 $\psi=270°$ 至 $\psi=360°$ 之间周向流速由最小逐渐回增，下挥速度相应地逐渐减小，但桨叶仍在继续下落，直到 $\psi=360°$ 处下挥速度减小为0，桨叶即落到最低位置。这样，由于周向气流的左右不对称，使桨叶挥舞前高后低，形成了桨尖平面的后倒角 a_1。

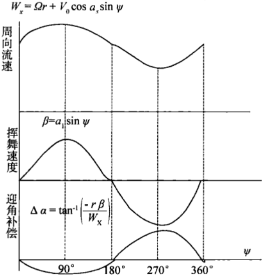


图4－9 挥舞运动对迎角的补偿

由此可见，铰接式旋翼在斜流中的挥舞运动自动调节着桨叶的拉力，使各方位角处绕挥舞铰的拉力力矩保持均衡，消除了气流不对称可能引起的旋翼侧倾力矩。

3. 侧倒角 b_1

侧倒角 b_1 的产生主要由于锥度角 a_0 的影响。既然桨叶上翘并偏离了 $S-S$ 平面，径向气流 $V_0\cos a_s\cos\psi$ 不再与桨叶平行，因而会对桨叶剖面迎角产生影响，见图4－10。

在前半圆（$\psi=90°\sim270°$），这一速度分量 ΔW_y 使桨叶剖面迎角增大，且在 $\psi=180°$ 处增加最多；在后半圆（$\psi=270°\sim90°$），这一速度分量 ΔW_y 使桨叶剖面迎角减小，且在 $\psi=0°$ 处减小最多。类似于 a_1 成因的分析，这种迎角的不对称也引起挥舞运动并自动调节着升力，如图4－11所示。显然，桨叶进入前半圈时因迎角增大而上挥，在 $\psi=180°$ 处上挥速度达到最大，然后开始减慢，直到 $\psi=270°$ 处上挥速度减到0，这时桨叶抬到最高位置。进入后半圈时桨叶开始下落，在 $\psi=0°$ 处下落速度最大，到 $\psi=90°$ 处下

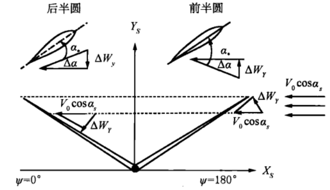


图 4－10　锥度角对迎角的影响

落速度减小到零，桨叶在这里落到最低位置。这样，右旋旋翼的桨尖轨迹呈现左高右低，桨尖平面有了侧倒角 b_1 。

此外，诱导速度的分布对 b_1 有显著影响。

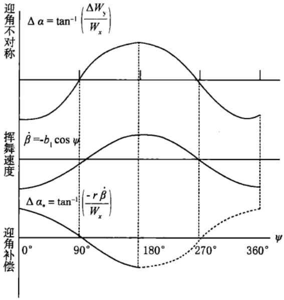


图 4－11　迎角对挥舞的影响

由于桨叶做周期挥舞运动，在挥舞平面内除拉力、重力和离心力之外，还有挥舞惯性力。这些力对挥舞铰的力矩之和应为 0，即

$$M_T + M_G + M_{lx} + M_\beta = 0 \tag{4-6}$$

（1）重力力矩 M_G 相对较小。可以忽略不计。

（2）离心力力矩 M_{lx} 为

$$M_{lx} = -\int_0^R m\mathrm{d}r\Omega^2 r\cdot r\beta = -\beta\Omega^2 I_{ye}$$

式中：$I_{ye}=\int_0^R mr^2\mathrm{d}r$ 为桨叶绕挥舞铰的质量惯矩。

（3）挥舞惯性力力矩 M_β 为

$$M_\beta=-\Omega^2 I_{ye}\frac{\mathrm{d}^2\beta}{\mathrm{d}\psi^2}$$

（4）拉力力矩 M_T：因拉力力矩相当复杂，将在以后给出。

这样，式（4-6）可写为

$$M_T-\beta\Omega^2 I_{ye}-\Omega^2 I_{ye}\frac{\mathrm{d}^2\beta}{\mathrm{d}\psi^2}=0$$

或

$$\frac{\mathrm{d}^2\beta}{\mathrm{d}\psi^2}+\beta=\frac{1}{\Omega^2 I_{ye}}M_T \tag{4-7}$$

这就是挥舞运动的近似微分方程，分析这一方程可以得出如下结论：

1）挥舞运动是周期振动，其固有角频率恰好等于旋翼的旋转角频率 Ω，因而一阶挥舞总是处于共振状态。

若把 $\psi=\Omega t$ 代入式（4-7），则

$$\frac{\mathrm{d}^2\beta}{\mathrm{d}t^2}+\Omega^2\beta=\frac{1}{I_{ye}}M_T \tag{4-8}$$

与质量-弹簧-阻尼系统相比，可以得出离心力力矩项相当于弹簧力，是恢复力项。

2）桨叶绕挥舞铰的拉力力矩不随方位角变化。

将 $\beta=a_0-a_1\cos\psi-b_1\sin\psi$ 代入（4-8）式，则该式左边等于 a_0，即

$$\frac{\mathrm{d}^2\beta}{\mathrm{d}\psi^2}+\beta=a_0$$

则式（4-8）变为

$$M_T=a_0\Omega I_{ye} \tag{4-9}$$

右边与方位角无关。因此，可以得出结论：挥舞运动若取至一阶谐波为止，则拉力力矩在所有的方位角上都不变。这是铰接式旋翼的基本特点之一。

拉力力矩不随方位角变化并不意味着拉力本身不变化，因为在前飞状态拉力沿桨叶半径方向的分布是随方位角改变的。

4. 偏置铰式旋翼

以上分析都是对于挥舞铰在旋翼中心（中心铰式）的情况。实际上，绝大多数直升机旋翼不是中心铰式而是偏置铰式，即挥舞铰有外伸量 l_{fh}。这种布置对直升机的性能没有影响，但对于直升机的配平、操纵性和稳定性有重大影响。偏置量是直升机飞行品质设计中最重要参数之一。考虑到偏置量后，桨叶挥舞运动方程仍与（4-8）式类似，只是在计算各项力矩时，力臂用（$r-l_{fh}$）代替即可，因而有

$$\frac{\mathrm{d}^2\beta}{\mathrm{d}\psi^2}+(1-\varepsilon)\beta=\frac{1}{\Omega^2 I_{ye}}M_T \tag{4-10}$$

式中 ε 是与 l_{fh}/R 有关的一个频率修正系数。

偏置铰式旋翼桨叶运动的固有角频率不再严格地等于旋翼转速，而是略有提高。但因为一般直升机的 l_{fh} 很小（ε 约为0.04），为简化分析，通常仍近似地当作中心铰来处理，

对旋翼的空气动力性能不会带来显著误差。但是必须着重指出，由于l_{fh}的存在，会出现附加的桨毂力矩，这一力矩对直升机的平衡、操纵性和稳定性有重要影响。

5. 无铰式旋翼

近年来，在结构设计、材料及工艺技术发展的基础上出现了无铰式旋翼。这种旋翼的挥舞不是依赖挥舞铰，而是利用桨叶自身的柔性或桨毂中的柔性元件，允许桨叶实现必要的弹性挥舞运动，既保留了铰接式旋翼的优点，又使桨毂结构及维护工作大为简化，并且改善了旋翼和直升机的性能。

无铰式旋翼的挥舞运动来自桨叶根部的弹性变形，而其余绝大部分长度几乎为直线，如图4-12所示。所以，通常有两种简化的分析方法：

（1）取一铰接式刚性桨叶来代替无铰式桨叶，它具有某一等效的挥舞铰外伸量，而且在挥舞铰处有一扭簧，代表无铰式旋翼的弹性挥舞运动就可以用铰接式桨叶根部弯曲力矩的作用。这样，无铰式旋翼的弹性挥舞运动就可以用铰接式旋翼的刚性挥舞运动的分析方法来处理。

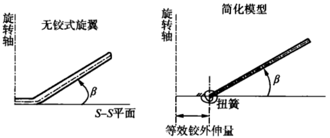


图4-12　无铰式旋翼的挥舞

（2）还有一种简化的分析方法，就是在铰接式旋翼的刚性挥舞运动方程中加一项，即考虑扭簧的影响。扭簧引起的挥舞力矩是挥舞角的函数，即$M_{sp} = k_{\beta}\beta$。k_{β}为挥舞刚度系数，单位为N·m/rad。

对于无铰式旋翼的分析表明，在其他条件相同时，它的挥舞运动与铰接式旋翼的差别不大，仅是挥舞系数略小一些。在动力学方面的主要差别在于无铰式旋翼的桨毂力矩大，这一特点使直升机的操纵性、稳定性及总体布局可以有很大改善。

4.1.3　桨叶的摆振运动

桨叶作挥舞运动时，桨叶重心距旋转轴的距离（$r_G\cos\beta$）不断变化。见图4-14，桨叶重心对旋转轴的相对速度（沿径向）应为

$$V_r = \frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}(r_G\cos\beta) = -r_G\frac{\mathrm{d}\beta}{\mathrm{d}t}\sin\beta \qquad (4-11)$$

由理论力学知，旋转着的质量对旋翼轴有相对运动时，会受到哥氏力的作用。设桨叶质量为m_b，旋转角速度Ω，则哥氏力的矢量表达式为

$$\vec{F}_{ge} = m_b \cdot 2\vec{\Omega}\vec{V}_r$$

此时，一片桨叶的哥氏力大小按下式计算：

$$F_{ge} = m_b \cdot 2r_G\Omega\frac{\mathrm{d}\beta}{\mathrm{d}t}\sin\beta \qquad (4-12)$$

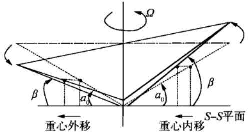


图 4－13 桨叶挥舞时桨叶重心位置的变化

取 $\sin\beta \approx \beta$，β 用式（4－2）代入，且 $\left(\frac{d\beta}{dt}\right)=\Omega\left(\frac{d\beta}{d\psi}\right)$，则有

$$F_{gc} = 2m_b r_G \Omega^2\left(a_0 a_1 \sin\psi - a_0 b_1 \cos\psi - \frac{a_1^2 - b_1^2}{2}\sin 2\psi + a_1 b_1 \cos 2\psi\right) \quad (4-13)$$

可见，挥舞运动引起的哥氏力是周期交变力，而且一阶挥舞运动引起二阶的哥氏力。试用一算例来看看哥氏力有多大。

设 $m_b = 130\text{kg}$，$\Omega = 18.6\text{rad/s}$，$R = 10.5\text{m}$，$r_G = 0.5R$，挥舞系数（以弧度表示）为：$a_0 = 0.15$，$a_1 = 0.10$，$b_1 = 0.05$，将这些数值代入式（4－13），得出的哥氏力见图 4－15。可以看出，一片桨叶的哥氏力的最大幅值竟高达桨叶自重的 7 倍以上。此力会在旋转平面内造成很大的交变弯矩，对桨叶结构寿命非常不利。

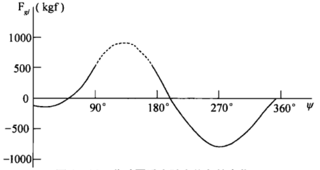


图 4－14 桨叶哥氏力随方位角的变化

注：1kgf = 9.80665N。

除哥氏力外，桨叶在旋转平面内的空气动力阻力也造成根部弯矩。像桨叶升力一样，前飞时气动阻力同样随方位角变化，不过它所产生的弯矩交变部分比哥氏力的交变弯矩小得多。

为了解决桨叶根部交变弯矩很大这一困难，在旋翼上设置了摆振铰（或称垂直铰）。桨叶可以绕摆振铰在旋转平面内前后摆动，见图 4－16。图中 l_{vh} 称为垂直铰外伸量。显然，为了能够向桨叶传递驱动扭矩，摆振铰不能布置在旋转中心，即必须使 $l_{vh} \neq 0$ 。

桨叶的摆振角用 ξ 来表示，后摆为正。桨叶的摆振运动主要是由哥氏力造成的受迫运动，仿照挥舞运动的处理方法，可以将摆振角 ξ 表示为富氏级数形式：

$$\xi = e_0 - e_1\cos\psi - f_1\sin\psi - \cdots \quad (4-14)$$

式中：e_0，e_1，f_1 ——摆振系数。

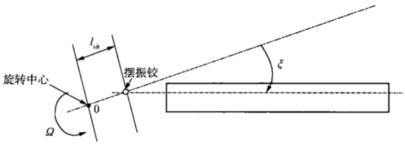


图 4-15 摆振铰的设置

在这里指出，由于桨叶离心力对摆振铰产生很大的恢复力矩，e_1，f_1 等谐波幅值都很小，对旋翼的气动性能无重要影响。一般只需考虑 e_0 即可。但在分析结构振动、气动弹性耦合问题中，摆振运动有重要意义。无铰式旋翼的耦合作用更强。

旋翼有了摆振铰之后，由于摆振运动的气动阻尼很小，为防止在启动或制动旋翼时桨毂构件相撞，通常设置减摆器（如液压减摆器、叶间减摆器）以提供阻尼。

4.1.4 桨叶的变距运动及旋翼操纵原理

前面所介绍的挥舞运动是旋翼的吹风挥舞。也就是说，对旋翼没加任何人为操纵，它在某一恒定转速下绕定轴旋转。由于桨叶周期挥舞，桨尖平面偏离了构造旋转平面，使旋翼的气动合力倾斜到某一方向去了。那么如何控制气动合力矢量在空间的方向来实现或保持所需要的飞行状态呢？或者说怎样操纵旋翼，使桨尖平面倒向所需要的方向呢？

早期的单人直升机，曾采用过所谓“直接控制”的操纵方式。它的旋翼轴是铰接安装的，可以相对机身向任一方向倾斜，驾驶员直接扳动旋翼轴使它向所需要的方向倾斜，也就是直接操纵旋翼的构造旋转平面（$S-S$ 平面）来实现飞行方向的改变。这种方式由于结构困难及操纵力太大，现代直升机早已不再采用。

直升机上普遍采用的旋翼操纵方式是利用自动倾斜器。为了说明它的工作原理，先分析一下吹风挥舞的规律。由于桨叶本身的升力自动调整作用，当气流左右不对称时引起桨尖平面后倒；当前后桨叶的迎角不对称时引起桨尖平面侧倒。那么，只要设法造成桨叶升力的不对称因素，桨叶就会通过挥舞造成桨尖平面倾斜，但倾斜的方向在方位角上与桨叶升力不对称的方位相差 90°。这样，为了使旋翼气动合力向某一特定方位倾斜，只要人为地在相差（提前）90°方位角处改变（减小）桨叶迎角就可以实现。

自动倾斜器就是用来周期地改变桨叶桨距的结构，见图 4-17。关键组件是一对不旋转环和旋转环，它们可以向任一方向倾斜。旋转环上的每根拉杆分别与各片桨叶的变距摇臂连接（如 A 点）。桨叶根部有轴向铰（变距铰），桨叶可以绕该铰轴线转动以改变桨距，当自动倾斜器偏转时，小拉杆带动节点 A 使桨叶变距。

自动倾斜器平面以及与它平行的平面称为操纵平面（$C-C$ 平面），$C-C$ 平面向后的倾角（$\psi = 0°$ 处向下）为 χ，侧向倾角（$\psi = 90°$ 处向下）为 η。设操纵节点 A 在挥舞铰轴线上，旋翼为中心铰式，由图 4-18 可以看出桨叶的桨距是如何变化的。

由于 $C-C$ 平面后倒 χ 角位于 $\psi = 90°$ 处的桨叶的操纵节点被抬高，桨距增大 $\Delta\theta = \chi$，可以推想，在 $\psi = 270°$ 处的桨叶变距会是 $\Delta\theta = -\chi$，位于纵轴方位上（$\psi = 0°$ 或 $\psi =$

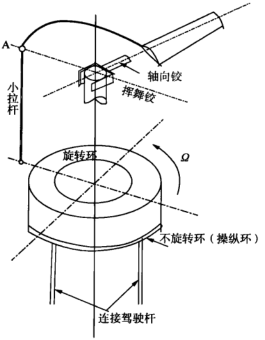


图4－16　自动倾斜器的变距结构

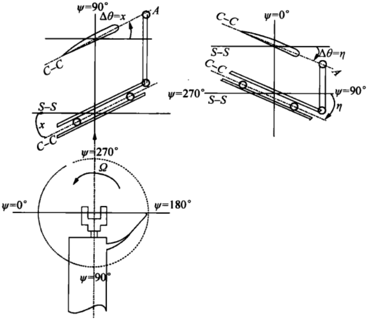


图4－17　自动倾斜器的变距

180°）的桨叶变距不受χ的影响。因此，当操纵平面仅后倒χ角时，桨叶在旋转一周过程中桨距的变化应是$\Delta\chi = \sin\psi$。

当自动倾斜器侧倒η角时，位于$\psi=0°$处的桨叶变距为$\Delta\theta=-\eta$，见图4-18右图，位于$\psi=180°$处的桨叶变距为$\Delta\theta=\eta$，而正处于横轴方位的桨叶（$\psi=90°$或$\psi=270°$）桨距不受η的影响。这样，自动倾斜器侧倒η角引起的桨距变化应为$\Delta\theta=(-\eta)\cos\psi$。

在一般情况下，自动倾斜器（操纵平面$C-C$）偏转造成的桨叶周期变距为

$$\Delta\theta=\chi\sin\psi+(-\eta)\cos\psi \tag{4-15}$$

式（4-15）表达了桨叶的周期变距运动。就是说，当操纵平面（$C-C$）相对于构造旋转平面（$S-S$）倾斜时，桨叶桨距在旋转中会发生周期变化。桨距变化的幅值恰好等于$C-C$平面的倾斜角，但相位滞后90°。然而，桨叶周期变距必然引起周期挥舞，造成的桨尖平面（$D-D$）偏斜在相位上导前90°（正如关于b_1形成原因的分析），那么，$C-C$平面倾斜（通过周期变距）引起的$D-D$平面倾斜方向应与$C-C$平面倾斜方向相同。从物理意义上来解释，既然周期变距改变了桨叶原先的升力，引起新的挥舞运动，那么桨叶将在一个新的轨迹平面上稳定旋转，相对于该平面不再有周期变距，而且桨叶挥舞力矩为0。因此，操纵造成的周期变距引起同样大小的周期挥舞，即$|\Delta\theta|=|\Delta\beta|$，这就是所谓变距与挥舞等效现象。

操纵节点A在如图4-16所示的情况下，这一新的桨尖轨迹平面恰好平行于操纵平面。也就是说，$C-C$的倾斜造成完全相同的$D-D$倾斜，那么，操纵引起的挥舞角应为

$$\Delta\beta=-\chi\cos\psi-\eta\sin\psi \tag{4-16}$$

这里所说的只是操纵引起的挥舞，或者说，是在悬停状态进行操纵时桨尖平面的情形，没有包括斜吹气流引起的所谓吹风挥舞。

在前飞时，既有吹风挥舞，又有操纵挥舞。用脚标S表示对于$S-S$平面的挥舞角，脚标C表示对于$C-C$平面的挥舞角（吹风挥舞），那么

$$\left.\begin{aligned}a_{1s}&=a_{1c}+\chi\\ b_{1s}&=b_{1c}+\eta\end{aligned}\right\} \tag{4-17}$$

这时，桨尖平面$D-D$、操纵平面$C-C$与构造旋转平面$S-S$三者互不平行，$D-D$平面相对于$S-S$平面的倾斜角为$\sqrt{a_{1s}^2+b_{1s}^2}$，相对于$C-C$平面的倾斜角为$\sqrt{a_{1c}^2+b_{1c}^2}$。

如果不计桨叶升力的径向分布沿方位角的变化，则旋翼的气动合力R可以认为垂直于桨尖平面。根据（4-17）式，只要适当的改变操纵量χ和η，就可得到所需要的a_{1s}和b_{1s}，使旋翼气动合力R倒向所需要的方向，以得到相应的分力：

沿Y_S轴　　拉力$T_S\approx R\cos\sqrt{a_{1s}^2+b_{1s}^2}\approx R$

沿（$-X_S$）轴　　后向力$H_S\approx R\sin a_{1s}\approx T_S a_{1s}$

沿（Z_S）轴　　侧向力$S_S\approx R\sin b_{1s}\approx T_S b_{1s}$

如果把自动倾斜器向上或向下平移，则会同等大小地同时改变所有桨叶的桨距，即改变旋翼总距，从而使旋翼合力增大或减小。这一操纵称总距操纵。直升机上总距操纵总是与发动机功率操纵按一定规律联动的。因为旋翼总距变化时它的需用功率也改变了，如果发动机给出的功率未能相应地改变，则达不到操纵的目的。例如，为了增加旋翼拉力而增大了总距，但如果不相应地增大发动机可用功率以供给旋翼，则只会引起旋翼转速下降，高度下降，而得不到更大的拉力。

下面再介绍一下挥舞调节系数$\bar{k}$。

应当指出，如果图4－17上的操纵节点A不在挥舞铰轴线上，那么，桨叶挥舞时会引起桨距的附加变化，如图4－18，没有操纵动作（A点不动）而桨叶挥起β角时，会引起桨距变化（$-\Delta\theta$）

$$-\Delta\theta = \bar{k}\beta$$

式中$\bar{k}$称为挥舞调节系数，依节点A相对于桨叶变距轴线及水平铰的距离而定。

若$\bar{k}>0$，桨叶上挥（$\beta>0$）引起桨距减小，因而挥舞调节有削弱挥舞的作用。

这种情况下，操纵平面与变距及人为挥舞之间的关系不像上述那样简单，但这里所介绍的物理图像和基本性质仍是适用的。

最后，把自动倾斜器操纵和挥舞调节所造成的桨距变化表示为

$$\Delta\theta = \theta_0 + \theta_1\cos\psi + \theta_2\sin\psi \tag{4-18}$$

式中：$\theta_0 = -\bar{k}a_0$。

而周期变距分量θ_1和θ_2由χ、η、$\bar{k}$、a_1及b_1确定：

$$\theta_2 = i\chi + \frac{\bar{k}}{1+\bar{k}^2}(b_1 - \bar{k}a_1)$$

$$(-\theta_1) = i\eta - \frac{\bar{k}}{1+\bar{k}^2}(a_1 + \bar{k}b_1)$$

式中：$\bar{k}$——挥舞调节系数；

i——自动倾斜器传动比。

顺便说明，由于各国桨毂的型式、构造不同，其挥舞调节系数$\bar{k}$的值亦不同，如俄罗斯的直升机，$\bar{k}$较大，约为0.4，而西方国家此值较小，约为0.1。所以，在计算俄罗斯的直升机操纵量时，必须考虑挥舞调节系数$\bar{k}$的影响。

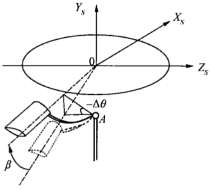


图4－18 挥舞调节的作用

4.2 前飞空气动力学

4.2.1 前飞时的滑流理论

当直升机以某一水平分速向前飞行时，相对来说，旋翼处于斜吹气流中，旋翼在斜流中的工作特性分析，像在轴流中那样，先以宏观的一股理想气流斜向流过桨盘来处理，即前飞时的滑流理论。其假设与前面轴流中类似，但有两点需予以说明：

第一，桨盘的定义，以桨尖平面为桨盘。

第二，滑流的边界，假设在任何飞行条件下，在桨盘处总是以旋翼直径为其直径的一个正圆。见图4－19。

用前飞时的滑流理论可以计算出直升机正常前飞时旋翼桨盘处的平均诱导速度。

设无穷远处相对气流速度为$\vec{V}_0$，斜向吹来，桨盘相对于$\vec{V}_0$成α_D角，称为桨盘迎角（X_V与X_D之间的夹角）。当直升机处于正常前飞状态时$\alpha_D<0$，而当直升机处于下滑状态时$\alpha_D>0$。如图4－20所示，这是因为沿用机翼的定义而来的。

通常把相对气流速度$\overrightarrow{V_0}$分解成沿X_D轴和沿Y_D轴两个方向的分量，用系数表示：

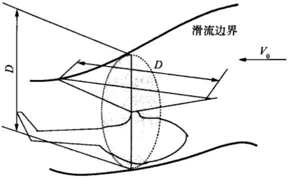
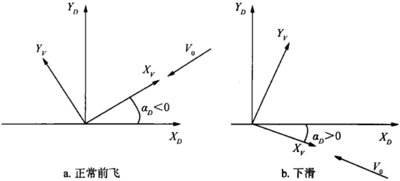


图 4－19　前飞时的滑流边界



a. 正常前飞　　b. 下滑

图 4－20　桨盘迎角

$$\mu_D = \frac{V_0\cos\alpha_D}{\Omega R} = \overline{V}_0\cos\alpha_D$$

$$\lambda_{0D} = \frac{V_0\sin\alpha_D}{\Omega R} = \overline{V}_0\sin\alpha_D$$

式中：μ_D——平行于桨盘的气流速度系数，叫飞行状态特性系数，也叫前进比；

λ_{0D}——垂直于桨盘的气流速度系数，叫轴向来流系数，也叫流入比。指向上方为正。

见图 4－21。

下面介绍前飞时的诱导速度。

已知桨盘处气流速度 V_1 为远方来流速度 V_0 与桨盘处诱导速度 v_1 的矢量和。现在以它们的无因次形式来分析。参阅图 4－22。

$\overline{V}_1$ 在（$-X_D$）轴方向的分量 $\mu = \overline{V}_0\cos(-\alpha_D)$；

$\overline{V}_1$ 在（$-Y_D$）轴方向的分量叫流入比。

$$(-\lambda_1) = (-\lambda_0) + \bar{v}_1 = \overline{V}_0\sin(-\alpha_D) + \bar{v}_1$$

$\overline{V}_1$ 等于来流速度 V_0 与诱导速度 $\bar{v}_1$ 的矢量和，因此 $\overline{V}_1$ 的大小等于：

$$\overline{V}_1 = \sqrt{\mu^2 + (-\lambda)^2} = \sqrt{\overline{V}_0^2 + 2\overline{V}_0\bar{v}_1\sin(-\alpha_D) + \bar{v}_1^2}$$

代入到前飞时的拉力系数公式，则

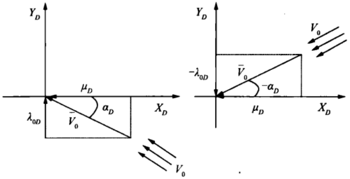


图4-21 相对气流速度在桨盘平面的分解

$$C_T = 4\bar{V}_1\bar{v}_1 = 4\bar{v}_1\sqrt{\bar{V}_0^2 + 2\bar{V}_0\bar{v}_1\sin(-\alpha_D) + \bar{v}_1^2} \tag{4-19}$$

我们定义一个“特性诱导速度”，它是保持与前飞相同 C_T 值时的悬停状态桨盘处的平均诱导速度，用 $\bar{v}_{10}$ 表示，那么，将 $\bar{V}_0 = 0$ 代入上式，则

$$C_T = 4\bar{v}_{10}^2$$

或写成

$$\bar{v}_{10} = \frac{1}{2}\sqrt{C_T}$$

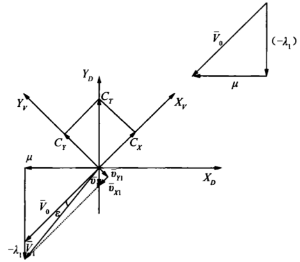


图4-22 桨盘上的气流速度

整理式（4-19）得

$$\left(\frac{\bar{v}_1}{\bar{v}_{10}}\right)^2\left(\frac{\bar{V}_0}{\bar{v}_{10}}\right)^2 + 2\left(\frac{\bar{v}_1}{\bar{v}_{10}}\right)^2\left(\frac{\bar{V}_0}{\bar{v}_{10}}\right)\sin(-\alpha_D) + \left(\frac{\bar{v}_1}{\bar{v}_{10}}\right)^4 - 1 = 0 \tag{4-20}$$

从理论上讲，只要给出 $\bar{V}_0/\bar{v}_{10}$ 和 α_D 值，便可通过上式解出 $\bar{v}_1/\bar{v}_{10}$ 的大小，于是，对应某一前飞速度 V_0 时桨盘处的诱导速度 v_1 便可求得。但该式是个4次方程式，直接求解有

一定困难，通常采用下述两种方法求解 $\bar{v}_1$ 。

1. 查图法

以（$-\alpha_D$）作为参数，画出 $\bar{v}_1/\bar{v}_{10}$ 对 $\bar{V}_0/\bar{v}_{10}$ 的变化关系曲线，供计算飞行性能时查用，见图 4－23。

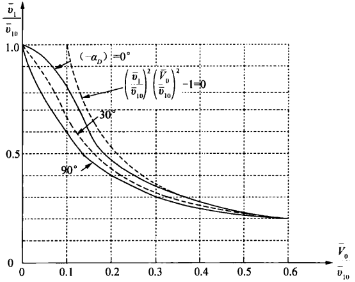


图 4－23 $\bar{v}_1/\bar{v}_{10}$ 随 $\bar{V}_0/\bar{v}_{10}$ 的变化曲线

2. 迭代法

第一次估算，令 $\bar{v}_1/\bar{v}_{10}=1$，有

$$\left(\frac{\bar{v}_1}{\bar{v}_{10}}\right)_p=\frac{\bar{v}_1}{\bar{v}_{10}}-\frac{\left[\left(\frac{\bar{v}_1}{\bar{v}_{10}}\right)^4-2\left(\frac{\bar{v}_1}{\bar{v}_{10}}\right)^3\left(\frac{\bar{V}_0}{\bar{v}_{10}}\right)\sin(-\alpha_D)+\left(\frac{\bar{v}_1}{\bar{v}_{10}}\right)^2\left(\frac{\bar{V}_0}{\bar{v}_{10}}\right)^2-1\right]}{\left[4\left(\frac{\bar{v}_1}{\bar{v}_{10}}\right)^3-6\left(\frac{\bar{v}_1}{\bar{v}_{10}}\right)^2\left(\frac{\bar{V}_0}{\bar{v}_{10}}\right)\sin(-\alpha_D)+2\left(\frac{\bar{v}_1}{\bar{v}_{10}}\right)\left(\frac{\bar{V}_0}{\bar{v}_{10}}\right)^2\right]}$$

令 $\left(\frac{\bar{v}_1}{\bar{v}_{10}}\right)=\left(\frac{\bar{v}_1}{\bar{v}_{10}}\right)_p$，$\left(\frac{\bar{v}_1}{\bar{v}_{10}}\right)$ 用 $\left(\frac{\bar{v}_1}{\bar{v}_{10}}\right)_p$ 反复替代，当 $\left(\frac{\bar{v}_1}{\bar{v}_{10}}\right)$ 值达到规定的精度时为止。一般经过 3～4 次迭代就足够了。在广泛使用计算机计算的今天，建议采用后者。

从图 4－23 可以看出，诱导速度 v_1 随飞行速度的增加而迅速减小，这是因为质量流量随前飞速度增大而增大，产生一定拉力所需的诱导速度减少。而当速度增大到某一值，v_1 几乎随前飞速度、桨盘迎角不变化，各条曲线趋于重合。具体地说，当（$\bar{V}_0/\bar{v}_{10}$）＞2 而（$-\alpha_D$）在 10°以内，也就是直升机大致以巡航速度做水平飞行时，诱导速度与迎角无关，这时，式（4－20）可写成

$$\left(\frac{\bar{v}_1}{\bar{v}_{10}}\right)\left(\frac{\bar{V}_0}{\bar{v}_{10}}\right)-1=0$$

图 4－23 中的点画线就表示这个关系。

从图 4－23 清楚地看到，在小速度时诱导速度 v_1 随前飞速度、桨盘迎角变化激烈，所

以，此时 v_1 计算的准确与否对小速度的气动计算（如旋翼的需用功率、力和力矩等）有很大影响。

4.2.2 前飞时的叶素理论

通过叶素理论建立起桨叶几何参数与其空气动力之间的关系。

1. 桨叶剖面的工作环境及动态特性

在本章第一节研究了桨叶的运动情况之后，现在来分析桨叶剖面的相对气流、迎角变化和他的工作特性。这里假定桨叶为中心铰式（$l_{fh}=0$），而且不考虑摆振运动。

取径向位置为 r 的一个剖面，该处的相对气流速度见图 4－24，各速度都已化为无因次的相对量（除以 ΩR），由图可写出速度沿剖面坐标系各轴的分量：

周向 $\quad \overline{W}_x = \bar{r}\cos\beta + \mu\sin\psi$

展向 $\quad \overline{W}_z = \mu\cos\psi\cos\beta - (\bar{v}_1 - \lambda_0)\sin\beta$

垂向 $\quad \overline{W}_y = \mu\cos\psi\sin\beta + (\bar{v}_1 - \lambda_0)\cos\beta + \overline{V}_\beta$

其中，挥舞速度 $V_\beta = r\dfrac{d\beta}{dt} = r\dfrac{d\beta}{d\psi}\dfrac{d\psi}{dt} = r\Omega(a_1\sin\psi - b_1\cos\psi)$

或 $\quad \overline{V}_\beta = \bar{r}(a_1\sin\psi - b_1\cos\psi)$

剖面迎角 $\quad \alpha_* = \varphi - \beta_*$

式中：φ——剖面安装角；

β_*——来流角（不要与挥舞角 β 相混）。

$$\beta_* = \arctan\frac{\overline{W}_y}{\overline{W}_x} \approx \frac{\overline{W}_y}{\overline{W}_x}$$

由上述各式，可以计算剖面迎角沿径向位置及方位角的变化。

若挥舞角 β 是个小角度，则可取 $\cos\beta \approx 1$，$\sin\beta \approx \beta$，则有

$$\overline{W}_x = \bar{r} + \mu\sin\psi \tag{4-21}$$

$$\overline{W}_z = \mu\cos\psi\cos\beta - (\bar{v}_1 - \lambda_0)\beta \tag{4-22}$$

$$\overline{W}_y = \left(\bar{v}_1 - \lambda_0 - \frac{1}{2}\mu a_1\right)\cos2\psi + \left(-\frac{1}{2}\mu b_1\right)\sin2\psi \tag{4-23}$$

可以看到，即使在如此简化的条件下，桨叶剖面上尚且出现了二阶谐波的脉动速度，如果再考虑周期变距操纵及桨叶几何扭转带来的安装角 φ 的变化和诱导速度的不均匀分布，那么桨叶在旋转一周过程中剖面迎角的变化是相当复杂的。图 4－25 中给出了某一旋翼在 $\mu=0.3$ 状态旋转平面上的迎角分布图。由图可以看出，同一片桨叶的各个不同剖面在不同迎角下工作。即使同一剖面，在不同方位角处迎角也不同，亦即在旋转中剖面迎角做周期变化，变化幅度在 10°以上。

不仅迎角，剖面的相对气流速度也是周期变化的，用速度对音速的比值 M 数表示，前行桨叶 M 数大，后行桨叶 M 数小。把某一剖面在旋转一周过程中迎角 α_* 和 M 数的变化历程画出来，就是表示该剖面气动环境的所谓“8”字图。图 4－26 是某旋翼在 $\mu=0.3$ 时径向位置 $r/R=0.9$ 处剖面的“8”字图。

显然，随着 μ 值的增加，剖面迎角和 M 数的变化幅度都会增大，因而“8”字图也会变大。

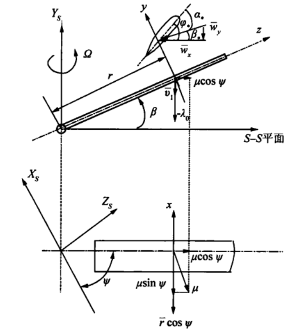


图 4-24 叶素的气流速度

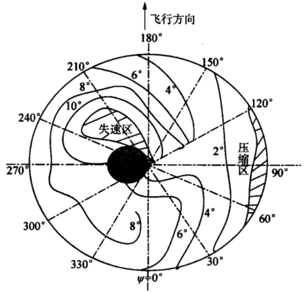


图 4-25 桨叶在旋转一周过程中剖面迎角的变化

2. 旋翼的拉力、后向力和侧向力

(1) 叶素的空气动力

取桨叶上径向位置为 r、宽度为 dr 的叶素，若其弦长为 b，则它的基元升力 dY 和阻力 dX 为

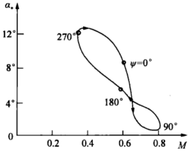


图4-26 迎角α_*随M数的变化

$$dY = \frac{1}{2}\rho W^2 \alpha_\infty (\varphi - \beta_*) b dr$$

$$dX = \frac{1}{2}\rho W^2 C_X b dr$$

转换为在挥舞平面中的分力（图4-27），得

$$dT = dY\cos\beta_* - dX\sin\beta_*$$

$$dQ = dX\cos\beta_* + dY\sin\beta_*$$

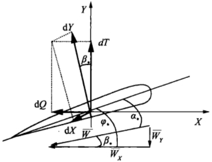


图4-27 叶素受力分析

叶素的空气动力在旋翼的构造轴系中的投影，构成了旋翼的基元力，由图4-28可以看到，基元拉力（沿Y_s轴正向）为

$$dT_s = dT\cos\beta$$

基元后向力（沿X_s轴的负向为正）为

$$dH_s = dQ\sin\psi - dT\sin\beta\cos\psi$$

基元侧向力（沿Z_s轴正向为正）为

$$dS_s = -dQ\cos\psi - dT\sin\beta\sin\psi$$

基元扭矩（逆旋转方向）为

$$dM_k = dQr\cos\beta$$

通常，桨叶挥舞角β不大，因而有

$$\cos\beta = 1 \qquad \sin\beta = \beta$$

而且，叶速来流角 β_* 也不大，则

$$\cos\beta_* = W_x/W \qquad \sin\beta_* = W_y/W$$

于是有

$$dT_s = \frac{1}{W}(W_x dY - W_y dX) \tag{4-24}$$

$$dM_k = \frac{1}{W}(W_x dX + W_y dY)r \tag{4-25}$$

$$dH_s = \frac{1}{r}dM_k\sin\psi - dT_s\beta\cos\psi \tag{4-26}$$

$$dS_s = \frac{1}{r}dM_k\cos\psi - dT_s\beta\sin\psi \tag{4-27}$$

具有线性扭转 $\Delta\varphi$ 的桨叶，剖面安装角为

$$\varphi = \varphi_7 + \Delta\varphi(\bar{r} - 0.7) + \Delta\theta \tag{4-28}$$

式中 $\Delta\theta$ 为自动倾斜器操纵及桨叶挥舞调节作用所造成的桨距变化。

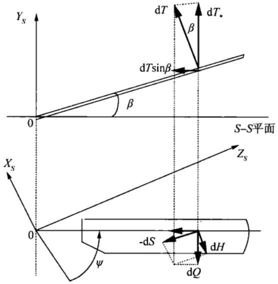


图 4-28　旋翼的基元力

（2）旋翼的拉力

将基元拉力沿桨叶积分，并取其对方位角的平均值，再乘以桨叶片数即得到整个旋翼产生的拉力

$$T = k\frac{1}{2\pi}\int_0^{2\pi}\int_{r_0}^{r_1}\frac{dT_s}{dr}dr d\psi$$

对 r 的积分区间取为 $[r_0, r_1]$，是考虑到桨叶根部及尖部的拉力损失。对于大多数旋翼，$r_0 \approx (0.20 \sim 0.25)R$，$r_1 \approx (0.97 \sim 0.98)R$。但是，这样的积分线式运算及结果表达式烦琐，我们采用叶端损失系数 K 计入上述考虑，而对 r 积分则沿半径全长进行，即

$$T = K\frac{k}{2\pi}\int_0^{2\pi}\int_0^R \frac{\mathrm{d}T_s}{\mathrm{d}r}\mathrm{d}r\mathrm{d}\psi \tag{4-29}$$

式中

$$K = 1 - 8\frac{C_T}{k} - \bar{r}_0^2$$

常用旋翼的叶端损失系数 $K \approx 0.91 \sim 0.94$，桨盘载荷较大者取较小值。

对式（4-29）积分，略去二阶小量及 $\Delta\varphi$ 的影响，取 $W \approx W_x$，将拉力无次化，如果没有周期变距，经整理后的简化拉力系数公式为

$$C_T = \frac{1}{3}K\sigma a_\infty\left[(\varphi_7 - \bar{k}a_0)\left(1 + \frac{3}{2}\mu^2\right) + \frac{3}{2}\lambda_1\right] \tag{4-30}$$

通常，C_T 可根据飞行重量预先确定，需计算总距 φ_7，由上式得

$$\varphi_7 = \frac{\dfrac{3C_T}{K\sigma a_\infty} - 1.5\lambda_1}{1 + 1.5\mu^2} + \bar{k}a_0 \tag{4-31}$$

旋翼的构造迎角 α_s，在已知 C_T 时也可确定：

$$\tan\alpha_s = \frac{\lambda_1}{\mu} + \frac{C_T}{4\mu\sqrt{\lambda_1^2 + \mu^2}} \tag{4-32}$$

（3）旋翼的后向力和侧向力

仿照拉力的积分方法，可以导出后向力和侧向力的表达式。如果取诱导速度均匀分布，取 $\bar{r} = 0.7$ 处的剖面安装角代表旋翼的总距，桨叶为矩形，那么，积分后得到的无因次化后向力系数为

$$C_H = \frac{1}{2}\sigma C_{X_7}\mu + \frac{1}{3}Ka_1\sigma a_\infty\left\{(\varphi_7 - \bar{k}a_0) + \frac{9}{4}\lambda_1 - \frac{1}{2}\frac{a_0b_1}{a_1} + \frac{3}{2}\mu\frac{1}{a_1}\left[\frac{1}{2}(a_0^2 + a_1^2) - \lambda_1(\varphi_7 - \bar{k}a_0)\right]\right\}$$

$$+ \frac{1}{3}K\sigma a_\infty\left[\frac{3}{4}(\mu a_1 - \lambda_1)\theta_2 - \frac{1}{2}a_0\left(1 - \frac{9}{4}\mu^2\right)\theta_1\right] \tag{4-33}$$

从上式可以看出，后向力由三部分组成：

第一项由翼型阻力造成，可以理解为前行桨叶的型阻比后行桨叶大，因而整个旋翼所有剖面的型阻合成有向后的分力。

第二部分是周期挥舞引起的拉力向后分量，可以理解为这是旋翼的诱导阻力，如果略去高阶小量，这一部分近似的等于 C_Ta_1。

第三部分是周期变距造成的拉力后向分量，表现了自动倾斜器（计入了挥舞调节作用）偏转的影响。

显然，为了得到所要求的纵向力以实现预定的飞行状态，主要依靠改变第三部分（包括大小和方向）。

同样，得到的侧向力系数为

$$C_s = \frac{1}{3}b_1K\sigma a_\infty\left\{(\varphi_7 - \bar{K}a_1)\left(1 + \frac{3}{2}\mu^2\right) + \frac{9}{4}\left(\frac{1}{3}\mu a_1 + \lambda_1\right)\right.$$

$$\left. - \frac{9}{4}\frac{a_0}{b_1}\mu\left[(\varphi_7 - \bar{K}a_0) + 2\lambda_1\right] + \frac{1}{2}\frac{a_0a_1}{b_1}(1 - 6\mu^2)\right\} + \frac{1}{3}K\sigma a_\infty\left\{\frac{1}{4}(\mu a_1 + \lambda_1)\theta_1\right.$$

$$-\frac{1}{6}\left[a_0(1+3\mu^2)-3\mu b_1\right]\theta_2\Big\} \qquad (4-34)$$

该式中的第一部分是周期挥舞引起的拉力侧向分量，第二部分是周期变距造成的拉力侧向分量，表现了自动倾斜器（计入了挥舞调节作用）侧偏的影响。显然，为了得到所要求的侧向力以实现预定的飞行状态，主要依靠改变第二部分（包括大小和方向）。

3. 旋翼的扭矩和需用功率

旋翼的扭矩公式，固然可以像推导拉力公式那样经过二重积分来求得，但是，有了拉力、纵向力和侧向力的表达式之后，能够用比较简单的推导求得。

由式（4-25），基元扭矩为

$$\mathrm{d}M_k = \frac{1}{W}(W_x\mathrm{d}X + W_y\mathrm{d}Y)r$$

或基元功率为

$$\mathrm{d}N = \Omega\mathrm{d}M_k = \frac{1}{W}(W_x\mathrm{d}X + W_y\mathrm{d}Y)r\Omega$$

将其化为无因次形式，经积分后整理，最后得旋翼的功率系数（扭矩系数）为

$$m_k = \frac{1}{4}\sigma C_{x7}K_{p0}(1+5\mu^2) + C_T\bar{v}_1 J_0(1+3\mu^2) + C_T(-\lambda_0) - C_H\mu \qquad (4-35)$$

从上式可以看到，功率系数由三项组成，第一项是型阻功率，第二项诱导功率，第三、四项是废阻功率。

由此，可以确定旋翼消耗的功率及旋翼扭矩

$$N_r = m_k\frac{1}{2}\rho\pi R^2(\Omega R)^3 \qquad (4-36)$$

$$M_k = \frac{N}{\Omega} = m_k\frac{1}{2}\rho\pi R^2(\Omega R)^2 R$$

4. 桨叶挥舞运动系数

旋翼桨叶的挥舞运动由三部分组成。吹风挥舞：由旋翼的相对吹风速度所引起的。操纵挥舞：周期变距操纵使桨叶剖面迎角发生周期变化所引起的。随动挥舞：伴随直升机的角运动而发生的旋翼挥舞。

所以，旋翼桨叶的挥舞角等于这三部分之和。

（1）吹风挥舞

直升机在直线飞行时，桨叶挥舞运动方程式为

$$\frac{\mathrm{d}^2\beta}{\mathrm{d}\psi^2} + \beta = \frac{1}{\Omega^2 I_{ye}}M_T \qquad (4-37)$$

如果考虑到桨叶的重力力矩 M_G，则有

$$M_G = -\int_0^R mr\mathrm{d}r = -gM_S$$

式中 M_S 为桨叶对挥舞铰的质量矩。此时，桨叶挥舞运动方程变为

$$\frac{\mathrm{d}^2\beta}{\mathrm{d}\psi^2} + \beta = \frac{1}{\Omega^2 I_{ye}}M_T - \frac{g}{\Omega^2 I_{ye}}M_S \qquad (4-38)$$

至于拉力力矩 M_T，由于 β 为福氏级数形式，M_T 也可展开为福氏级数形式。如果 β 只

取到一阶谐波为止，则只需确定三个挥舞系数 a_0、a_1、b_1，M_T 也取至一阶即可。根据前述：挥舞若取一阶，则桨叶绕挥舞铰的拉力力矩不随方位角变化。考虑到重力力矩 M_G 后，则

$$M_T = a_0 \Omega^2 I_{ye} + gM_S$$

M_T 的一阶项则为0。

设桨叶弦长不变，诱导速度为常数（$=v_0$），略去含 $\Delta\varphi$ 的很小项，最后解出挥舞系数：

$$a_0 = K\gamma_b\left[\frac{1}{4}(\varphi_7+\theta_0)(1+\mu^2)-\frac{1}{3}(\bar{v}_0-\lambda_0)+\frac{1}{3}\mu\theta_2\right]-\frac{gM_S}{\Omega^2 I_b} \quad (4-39)$$

$$a_1 = \left[\frac{2}{3}(\varphi_7+\theta_0)-\frac{1}{2}(\bar{v}_0-\lambda_0)\right]\frac{4\mu}{1-\frac{1}{2}\mu^2}+\theta_2\left(1+\frac{2\mu^2}{1-\frac{1}{2}\mu^2}\right) \quad (4-40)$$

$$b_1 = \left[\frac{\frac{4}{3}(\mu a_0+\bar{v}_{1c})}{1+\frac{1}{2}\mu^2}\right]-\theta_1 \quad (4-41)$$

式中：γ_b ——桨叶质量特性系数（亦称洛克数），有

$$\gamma_b = \frac{a_\infty b_7 \rho R^4}{2I_b}$$

注：美国使用的洛克数 γ_b 表达式没有分母中的“2”。

$\bar{v}_{1C}$ ——诱导速度的 $\cos\psi$ 项。

若没有周期变距操纵（θ_1,θ_2），则

$$a_0 = K\gamma_b\left[\frac{1}{4}(\varphi_7+\theta_0)(1+\mu^2)-\frac{1}{3}(\bar{v}_0-\lambda_0)\right]-\frac{gM_S}{\Omega^2 I_b} \quad (4-42)$$

$$a_1 = \left[\frac{4}{3}(\varphi_7+\theta_0)+\lambda_1\right]\frac{2\mu}{1-\frac{1}{2}\mu^2} \quad (4-43)$$

$$b_1 = \left[\frac{\frac{4}{3}\mu a_0}{1+\frac{1}{2}\mu^2}\right] \quad (4-44)$$

从式中可见，锥度角 a_0 近似与 γ_b 成正比，即与桨叶惯矩 I_b 成反比。后倒角 a_1 基本与 γ_b 无关。侧倒角 b_1 与 a_0 成正比。在拉力系数一定的平飞情况下，它们与 μ 的关系如图4-29所示。从图中可见：

a_0 随飞行速度的增加略有增加，这是因为决定 a_0 的两个基本参数桨叶升力力矩和离心力矩随飞行速度的增加基本不变。因此，在拉力系数一定的平飞情况下，可以用悬停状态下的数值，这样比较简单。假定没有周期变距操纵，也没有挥舞调节作用，略去重力影响，此时桨叶拉力力矩与离心力矩在挥舞铰上平衡，则

$$a_0 = \frac{T_b r_b}{\Omega^2 I_b}$$

式中：T_b ——一片桨叶升力；

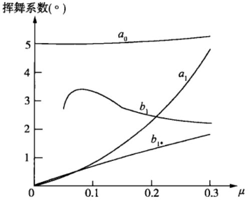


图 4-29　挥舞系数随前进比的变化

r_b ——桨叶拉力力臂，通常在 $\left(\frac{2}{3} \sim \frac{3}{4}\right)R$ 之间；

I_b ——桨叶惯性矩。

a_1 随飞行速度的增加而增加，因为 a_1 基本上与 λ_1、μ 成正比。

从式（4-44）可见，b_1 与 μ 成正比，这是在假定诱导速度均匀分布情况下导出的，实际上，在低速飞行时，诱导速度本身量值较大且分布不均匀，对桨叶挥舞影响显著，尤其对 b_1 影响最大。图 4-29 中的 b_1 线是按式（4-41）得出的，而 b_{1*} 线是按式（4-44）得到的，b_1 线更接近实测值。

（2）随动挥舞

直升机在做曲线飞行时，例如盘旋转弯或有俯仰及滚转机动飞行，旋翼轴在空间有倾转运动，这会引起桨叶的附加挥舞运动，或称随动挥舞。

这里直接给出推导结果：当直升机有俯仰角速度 ω_z（ω_z 为常数）时，一阶挥舞系数等于在直线飞行时的数值上增加下列增量：

$$\Delta a_0 = 0$$

$$\Delta a_1 = -\frac{\frac{8}{K\gamma_b}\frac{\omega_z}{\Omega}}{1-\frac{1}{2}\mu^2}$$

$$\Delta b_1 = -\frac{\frac{\omega_z}{\Omega}}{1+\frac{1}{2}\mu^2}$$

同样，当直升机有横滚角速度 ω_x 时，附加的挥舞系数为

$$\Delta a_0 = K\gamma_b \frac{\omega_x}{6\Omega}\mu$$

$$\Delta a_1 = \frac{\frac{\omega_x}{\Omega}}{1-\frac{1}{2}\mu^2}$$

$$\Delta b_1 = -\frac{\frac{8}{K\gamma_b}\frac{\omega_x}{\Omega}}{1+\frac{1}{2}\mu^2}$$

从上面六个公式中可归纳出以下结论：

直升机的上仰运动 ω_z 引起（$-\Delta a_1$），即旋翼相对于机身向前倒；右滚 ω_x 引起 $-\Delta b_1$，即旋翼向左倾。这实际上是旋翼对机身角运动的滞后，提供对直升机角运动的阻尼。桨叶洛克数越小（如质量或惯性大的桨叶），滞后越大。

滚转运动也会引起旋翼后倒，俯仰运动也会引起旋翼侧倒。这是一种交叉耦合，对直升机操稳特性有不良影响。交叉耦合的量值约为主运动（滞后挥舞）的一半。旋翼耦合运动的倾斜方向，比机身角运动的方向导前 90° 方位角，这实际是陀螺力矩的效应。此外，滚转运动还引起锥度角增大，增加量与 μ 成正比。

旋翼的旋转角速度 Ω 越大，则随动挥舞越小。前飞速度对随动挥舞有一定的影响。

值得注意的是，直升机滚转或俯仰引起的旋翼锥体偏斜量，总与直升机的角速度（ω_x,ω_z）成正比，与旋翼旋转角速度成反比，而且有纵、横向的耦合。即滚转运动（ω_x，横向）引起俯仰运动（纵向），而俯仰运动（ω_z，纵向）引起滚转运动（横向）。

与定翼机相比，直升机因旋翼的挥舞运动和纵、横向的耦合，增加了操纵的复杂性，然而，也正因旋翼能做挥舞运动，当飞行中遇到不稳定气流时，波动的气动载荷不致像飞机机翼那样直接传至机身，因而乘坐直升机时感到的颠簸要小，较为舒适。

5. 摆振运动系数

在旋转平面内，作用在桨叶叶素上的基元力有：空气阻力 dQ、离心力 dF_c、摆振惯性力 dF_I 和挥舞引起的哥氏力 dF_k。通常，在垂直铰上安有减摆器，它产生减摆力矩 M_f，它们对垂直铰的力矩之和应等于0。在图 4－30 中给出各个力。

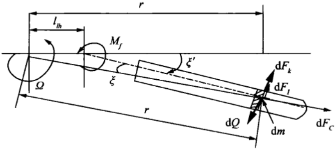


图 4－30 在旋转平面内作用在桨叶叶素上的基元力

各力矩如下：

（1）空气阻力力矩

$$M_q = \int_{l_{lh}}^{R}(r-l_{lh})\,dQ$$

（2）离心力矩

$$M_c = \int_{l_{lh}}^{R}(r-l_{lh})\,dF_i\sin\xi$$

（3）惯性力矩

$$M_i = \int_{l_{lh}}^{R} (r - l_{lh}) \mathrm{d}F_i$$

（4）哥氏力矩

$$M_k = \int_{l_{lh}}^{R} (r - l_{lh}) \mathrm{d}F_k$$

后摆角 ξ 取向后为正，力矩也按同样方向规定正负，则

$$M_Q - M_c - M_i - M_k - M_f = 0$$

假定没有减摆器，ξ 取至一阶为止，即

$$\xi = e_0 - e_1\cos\psi - f_1\sin\psi$$

将上四式积分，经整理得

$$e_0 = \frac{M_k}{kl_{lh}M_S\Omega^2}$$

$$e_1 \approx 2a_0b_1$$

$$f_1 \approx -2a_0a_1$$

从上式可见，e_0 与旋翼扭矩成正比，在旋翼转速固定的情况下，与旋翼消耗的功率成正比。而该功率随飞行速度（或 μ）变化很大，因而 e_0 也按同样规律变化。摆振角的周期交变部分 e_1 近似地正比于 b_1，f_1 近似地正比于（$-a_1$），而且二者都正比于 a_0，这正体现了挥舞引起哥氏力是造成摆振运动的决定性因素。

6. 旋翼的桨毂力矩

挥舞铰偏置距最重要的作用是产生桨毂力矩。这一力矩对直升机的配平、稳定性和操纵性都有重大影响。桨毂力矩主要来自桨叶离心力和旋翼锥体的倾斜。

当旋翼稳定旋转时，叶素的离心力 ΔF_C 可以认为平行于桨尖轨迹平面，垂直于旋转中心轴线，见图 4－31，整片桨叶离心力沿旋翼轴方向的分力（垂直分力）$F_{C.V}$ 作用在挥舞铰上，其值为：

$$F_{C.V} = \Omega^2(\beta - a_0)M_S$$

式中：M_S ——桨叶质量矩。

该力构成的俯仰力矩为 $-F_{C.V}e\cos\psi$，构成的滚转力矩为 $-F_{C.V}e\sin\psi$，那么，整个旋翼 k 片桨叶的总力矩即是桨毂力矩。

俯仰力矩

$$M_{x.hub} = \frac{k}{2\pi}\int_0^{2\pi}(-F_{C.V})e\cos\psi \mathrm{d}\psi = \frac{k}{2}M_S\Omega^2 ea_{1s} \tag{4-45}$$

滚转力矩

$$M_{z.hub} = \frac{k}{2}M_S\Omega^2 eb_{1s} \tag{4-46}$$

对于中心铰式旋翼，各片桨叶的力汇集在桨心一点，不构成桨毂力矩。操纵旋翼所能得到的俯仰力矩和滚转力矩仅来自旋翼拉力的倾斜。偏置铰式旋翼的操纵力矩则是拉力倾斜的作用和桨毂力矩之和，因而具有较大的操纵功效。同理，偏置铰式旋翼的挥舞对稳定性的影响也更大。

下面以美国 MINI－500 超轻型直升机为例，说明水平铰偏置距的影响。该机旋翼是跷跷板式旋翼，即中心铰式旋翼。由于无桨叶挥舞铰偏置量，因此，也就无桨毂力矩。该机

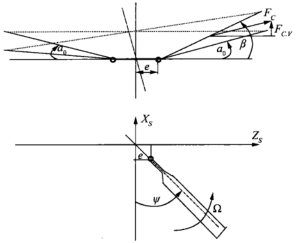


图4-31 桨叶离心力形成桨毂力矩

主要参数：

飞行重量	G = 300kg	旋翼半径	$R = 2.925$m
旋转速度	$\Omega = 55.9$rad/s	桨叶质量矩	$M_S = 13.4$kg · m
桨叶片数	$k = 2$	桨毂中心距重心垂向距离	$y_{c.g} = 1.1$m

假设该机有挥舞铰偏置，且占半径的3.8%（按算例直升机），即 $e = 0.111$m，此时由操纵引起的俯仰桨毂力矩 $M_{x.hub}$ 为

$$M_{x.hub} = \frac{k}{2} M_S \Omega^2 e B_{1C} = 4647\ B_{1C}\ (\text{N} \cdot \text{m})$$

而 MINI-500 直升机的俯仰操纵力矩：

$$M_{C0} = TB_{1C} Y_{C.G} = 3300\ B_{1C}\ (\text{N} \cdot \text{m})$$

如果 MINI-500 有挥舞铰，则俯仰操纵力矩 $M_C = M_{C0} + M_{x.hub} = 7947$ N · m。

可见，桨毂力矩在整个旋翼力矩中占有很大比例，从上例可见，约占58%。其原因是小型直升机的转速比较高，而 $M_{x.hub}$ 与转速的平方呈正比。同时也说明挥舞铰偏置对操纵功效有很大的影响。

桨毂力矩不仅正比于偏置铰外伸量 e，也正比于周期挥舞系数 a_{1s} 和 b_{1s}。偏置铰式旋翼的挥舞系数也与中心铰式有所不同，不仅因为桨叶的挥舞部分短于旋翼半径，而且桨叶剖面的挥舞速度不再是 $r\dot{\beta}$，而是 $(r-e)\dot{\beta}$，它直接影响到剖面的垂直速度。

通过计算，与中心铰式旋翼相比，挥舞偏置距使 a_0 减小。若 $e/R = 5\%$，a_0 约减小12%。吹风挥舞和随动挥舞的 a_1 略有增大，b_1 略有减小；对操纵挥舞的主响应几乎没有影响，但会出现不大的交叉耦合。

顺便说明，除离心力产生桨毂力矩外，气动力也产生桨毂力矩，此力矩随速度增加而增加，在小速度时可以不考虑，但在大速度时就不能忽略了。

4.2.3 前飞时的涡流理论

正如在悬停情况中所讨论的那样，既然旋翼在前飞时的滑流理论无法说明气流与桨叶

几何参数之间的联系，而叶素理论又不能给出适宜的诱导速度分布，人们十分自然地以涡流理论来寻求合理的答案。

涡流理论最主要的任务，在于确定旋翼尾涡系统所激起的诱导速度场，从而进一步确定桨叶和整个旋翼的气动载荷。而其中关键是尾迹描述。近半个世纪来，经世界各国学者的大力研究，总的来看，旋翼尾迹大致分为固定涡系和畸变涡系两种物理模型。前者理论趋于成熟，而后者仍在研究之中。

在固定涡系中，桨叶以附着涡来代替，而尾迹涡即纵向自由涡，根据实际观察和逻辑推理，涡流图像随飞行速度而变，见图 4－32。图中画有悬停、小速度和大速度平飞时的涡流图像。可以看出，在悬停情况，旋翼尾迹近似为一轴向涡柱，在小速度平飞时近似为一斜向涡柱，在大速度平飞时近似为一平面涡柱。

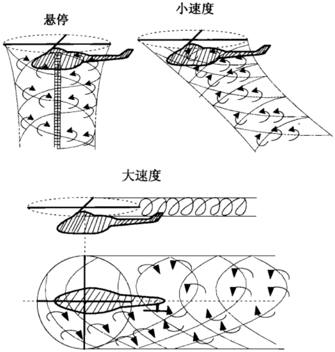


图 4－32 悬停、小速度和大速度时的涡系

有了旋翼尾迹的涡系模型，在桨叶划分为无限多片的处理下，利用毕奥－萨伐尔定理，可得到空间任一点的诱导速度时均值。最初，人们考虑环量沿桨叶半径为常值，这样只从桨尖处拖出螺旋尾迹涡（纵向自由涡）；当考虑环量沿桨叶半径不均匀时，于是，从桨叶不同半径处拖出许多不同的螺旋尾随涡；当考虑环量沿方位不均匀时，那么，在桨叶运动时，还要从不同方位处逸出射线形状的脱体涡，即横向自由涡，而横向自由涡与纵向自由涡构成网格的斜向螺旋涡面，见图 4－33。

在旋翼尾迹涡系研究中，我国学者王适存教授于 1961 年创立了举世公认的广义涡流理论——王适存涡流理论，由此可确定在任意定常飞行状态下空间任一点的诱导速度。

随着计算机技术的发展，目前 CFD（计算流体动力学）方法得到广泛应用。在直升机

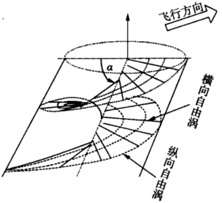


图4-33 纵、横向自由涡构成的斜向螺旋涡面

领域，也在开展这方面的研究工作。

由于影响旋翼桨叶在挥舞平面内单位长度上的气动载荷的因素很多，而且相互牵连，因此准确地确定这种载荷是十分困难的，目前采用的各种预测气动载荷方法都存在程度不同的误差。

用旋翼涡流理论求空间任一点的诱导速度的方法可参看参考文献［2］和有关著作。

4.3 大速度前飞时的空气动力特点

如上所述，直升机在前飞时，前行桨叶的来流速度是旋转速度加飞行速度，而后行桨叶的来流速度是旋转速度减飞行速度（图4-3），随着飞行速度的增加，前行桨叶的来流速度越来越大，而后行桨叶的来流速度则越来越小。当前进比$\mu > 0.35$，对算例直升机，相应于飞行速度$V_0=75.25$m/s=271km/h时，前行桨叶桨尖速度约为290m/s，其马赫数$M=0.85$，此时在方位角$\psi=90°$附近区域出现局部激波，导致型阻突增；而后行桨叶一侧，靠近桨心处旋转速度$r\Omega \leqslant V_0$的一段桨叶上出现相对气流从桨叶后缘流向前缘，即反流区。对算例直升机，当飞行速度$V_0=75.25$m/s时，反流区范围$r=1.86$m，约占桨叶相对半径$(r/R)=0.35$，可见反流区影响之大，在反流区内桨叶的气动特性是不正常的。在方位角$\psi=270°$的桨尖处，后行桨叶桨尖速度仅为140m/s，在桨叶的挥舞运动讨论中（本章第二节）曾得出下述结论：挥舞运动若取至一阶谐波为止，则拉力力矩在所有的方位角上都不变。在小的桨尖速度下为保持拉力力矩不变，桨叶迎角必然很大，因而出现气流分离。在图4-25中给出在$\mu=0.30$时整个桨盘的迎角分布，从图中可见，在$\psi=210°\sim245°$区域出现大面积的失速，图中还给出反流区和激波的范围。

在前面求旋翼气动力时，如求旋翼的升力、后向力和侧向力，挥舞系数和摆振系数、功率等，均是按沿方位、沿半径积分求得。在积分时，没考虑激波、反流区和大面积的失速对旋翼气动力的影响，因而，随着速度的增加，所导出公式的适用性则越来越差，通常认为这些公式的适用范围为$\mu<(0.30\sim0.35)$。如果要求$\mu>(0.30\sim0.35)$时旋翼和尾桨的气动力，在工程上通常采用两种方法：

1. 修正法

修正法即指在原导出的公式基础上进行修正的方法。修正的方法基于飞行试验、风洞试验的测试数据，通过理论分析给出经验公式或曲线。

2. 数值积分法

数值积分法与封闭形式积分法一样均基于叶素诸力的基本方程，而数值积分法是根据当地翼剖面的气流特性采用不同的翼型数据，根据计算机有不怕繁杂、不怕重复计算的特点进行大量计算，显然，计算间隔取得越小，计算得就越准确，使用的假设就可少些。该方法的主要优点是能够利用随迎角、马赫数和雷诺数变化的二元翼型数据，其变化范围可达到旋翼上可能出现的全部范围。

4.4 前飞时的性能计算

在对直升机提出的各种技术要求中，飞行性能指标是最主要内容之一。这里介绍的前飞性能计算是根据旋翼参数、尾桨参数、机身参数、附件消耗功率、传动损失、风洞模型吹风数据及发动机性能等来确定其飞行性能。有关发动机的性能在第 14 章中介绍。

直升机的飞行性能包括：基本性能、任务性能、特殊性能和机动性能。

基本性能包括：悬停和垂直性能、平飞速度范围、爬升性能、最大航程和最久续航时间、使用升限等。

任务性能是指直升机执行任务的最大能力。描述直升机执行任务的最大能力主要用载重、燃油消耗量、航程（或活动半径）和续航时间等几个指标。任务性能计算见参考文献[1]，本章不做介绍。

特殊性能包括自转飞行、高度 - 速度包线、涡环边界确定等。有关自转飞行、高度 - 速度包线的内容在第 6 章中介绍；有关涡环边界确定在第 9 章中介绍。

机动性能计算的内容很多，包括俯冲拉起，加、减速，贴地飞行，盘旋/螺旋飞行等。有关盘旋、螺旋飞行的内容在第 7 章中介绍，其他内容在第 8 章介绍。

在进行性能计算之前，先要进行下述预备计算：

（1）求 μ：

$$\mu = \frac{V_0}{R\Omega}$$

（2）求非标准状态下的大气密度 ρ：

$$\Delta = \frac{288}{273 + t}(1 - 0.225569 \times 10^{-4} H)^{5.25604}$$

$$\rho = \Delta \rho_0 \tag{4-47}$$

式中：ρ_0 ——海平面标准状态大气密度；

H——飞行高度（m）；

t——大气温度（℃）。

（3）求旋翼拉力系数 C_T：

$$C_T = \frac{T}{\frac{1}{2}\rho\pi R^2 (R\Omega)^2}$$

式中：T——旋翼拉力。

4.4.1 直升机的需用功率 N_{re}

直升机的需用功率是直升机性能计算的基础。如果需用功率计算不准，则性能计算就算不准。

直升机的需用功率通常包括以下几项：

第一，旋翼需用功率 N_r。

第二，尾桨需用功率 N_{tr}。

第三，附件设备（液压泵、风扇、电机等）需用功率。

第四，传动系统功率损失。

1. 旋翼的需用功率 N_r

前文导出了旋翼需用功率 N_r 的表达式，在平飞时，旋翼的需用功率由三项组成：

诱导功率 N_i——为了产生升力而向下排出空气所必须消耗的功率。

型阻功率 N_{xp}——克服旋翼旋转阻力所消耗的功率。

废阻功率 N_d——克服机身阻力所消耗的功率。

在求旋翼需用功率 N_r 时，通常采用工程法，就是在功率基本表达式的基础上，辅以修正系数。这些系数来自飞行试验和风洞试验。采用工程法计算方便、且计算精度比较高，受到工程计算人员的青睐。

此外式（4－35）是在旋翼桨叶无气流分离、无激波失速等情况下导出的，在大速度、高桨盘载荷下会有较大误差。

下面介绍用工程法求诱导功率、型阻功率和废阻功率的方法。

（1）诱导功率

在式（4－35）中的第二项，就是诱导功率系数 m_{ki}：

$$m_{ki} = c_T\bar{v}_1 J_0(1+3\mu^2)$$

式中 J_0 建议取1.12。而诱导速度 $\bar{v}_1$ 可按4.2.1中的方法求得。这样，诱导功率 N_i 等于

$$N_i = m_{ki}\frac{1}{2}\rho\pi R^2(\Omega R)^3 \tag{4-48}$$

（2）型阻功率

旋翼桨叶剖面的型阻主要由压差阻力和表面摩擦阻力组成。根据翼型理论，翼型型阻系数是雷诺数、马赫数和翼型迎角的函数。在前飞时，不同半径、不同方位处的桨叶剖面迎角、马赫数和雷诺数不同，因而型阻系数亦不同，特别是在大速度前飞时，其差异更大。这样，给型阻功率计算带来很大困难。式（4－35）中的型阻功率计算，在大桨盘载荷和大速度情况下会有较大误差。

为此，对不同速度和不同升力系数采用不同的计算方法。

型阻功率系数 C_{XP} 由三项组成：

$$C_{XP} = C_{1X} + C_{2X} + C_{3X}$$

其中：$C_{1X} = 0.0090$

$C_{2X} = 0.00667(\mu - 0.30)$，当 $\mu \leqslant 0.26$；

$C_{2X} = 0.0231(\mu - 0.27)$，当 $\mu \leqslant 0.40$；

$C_{2X} = 0.003$，当 $\mu > 0.40$；

$C_{3X} = C_8^{FN3}$，当 $\mu \leqslant 0.05$ 或 $\mu > 0.05$ 和 $C_Y \leqslant A_8$ 时；

$C_{3X} = C_8^{FN3} + (C_Y - A_8)^{D8}$，当 $\mu > 0.05$ 和 $C_Y > A_8, C_Y \leqslant B_8$ 时；

$C_{3X} = C_8^{FN3} + (B_8 - A_8)^{D8} + E_8$，当 $\mu > 0.05, C_Y > A_8, C_Y > B_8$ 时。

$$m_{xp} = \frac{1}{4} k_p C_{XP} \sigma \left[1 + 0.75(1 + 5\mu^2) a_{1E}^2 + 4.7 \overline{V}_H^2 \right]$$

式中：K_P——桨叶平面形状系数，对矩形桨叶，$K_P = 1$，有

$$\overline{V}_H = \frac{V_H}{R\Omega}, V_H = V_0$$

$$\alpha_1 = -\tan^{-1}\left(\frac{\lambda}{\mu}\right)$$

$FN3$ = 常数

$$A_8 = 0.6 - \overline{V}_H$$

$$B_8 = 1 - 1.15\overline{V}_H$$

$$C_8 = 0.284 C_Y$$

$$D_8 = FN3 + 1.5\alpha_1$$

$$E_8 = (C_Y - B_8) \times 0.3\overline{V}_H$$

旋翼型阻功率等于：

$$N_{xp} = m_{xp} \frac{1}{2} \rho \pi R^2 (\Omega R)^3 \tag{4-49}$$

从 C_{XP} 的表达式可见，C_{1X} 是基本项，C_{2X} 随飞行速度而变化，考虑了飞行速度（直至 $\mu > 0.4$）的影响；C_{3X} 则既考虑速度又考虑 c_y 的影响，但主要还是考虑 c_y 的影响。

（3）废阻功率

直升机的废阻功率 N_d 等于

$$N_d = D_T V$$

从式中可见，只要求得机身阻力 D_T，就可求得废阻功率 N_d。

在工程上，一般通过机身模型吹风试验来确定直升机的废阻 D_T。机身吹风模型是个缩比模型，其尺寸一般是实物的 1/4～1/6，通过吹风试验得到在不同迎角、不同侧滑角下，机身的三个力和绕重心的三个力矩的系数，其中包括机身阻力系数。有时，为了得到更准确的吹风数据，还要进行旋翼和机身的组合风洞试验，甚至全尺寸的风洞试验。

1）直升机的废阻构成：直升机的废阻由三部分构成，即流线体阻力（物体后面的流动是光滑闭合的）、非流线体阻力（物体后面的流动是分离的）和其他阻力。

①流线体阻力：其主要成分是表面摩擦。表面摩擦的大小与物体的形状、长度、表面不平整度（指铆钉头、蒙皮接缝、孔眼等）和不平度等有关。由于影响表面摩擦力的因素比较复杂，因此，绝对的全尺寸机身阻力值是不可能从小尺寸模型吹风试验得出的，它仅能确定由于构形的改变而引起的阻力大致改变。

②非流线体阻力：直升机阻力的大部分是由桨毂和起落架等非流线体产生的。旋翼桨毂和尾桨毂都是非流线体，鉴于它们的旋转及其功能，要将它们变成流线体比较困难，但通过加整流罩使其减小阻力还是可以做到的。不可收放的起落架一般也产生非流线体阻

力。

③其他阻力：除了上述主要阻力外，现代直升机还有许多次要阻力来源，如天线、手柄、踏板、皮托静压管等。此外，机身的不密封，通风和排气系统等都会引起阻力增加。对于武装直升机，武器系统是另一个重要的阻力来源。

2）直升机的总废阻：从小尺寸模型吹风试验得到的数据往往是过于乐观的，这是因为机身吹风模型比较小，且比较光滑，不可能完全反映真实飞机外形，根据参考文献［8］作者的建议，在总废阻上至少再增加20%。这样，总废阻

$$D_F = c_d \frac{1}{2}\rho V^2 S_F \cdot k_{df} \tag{4-50}$$

式中：c_d——阻力系数，取自风洞试验，它是机身迎角和侧滑角的函数；

S_F——机身当量阻力面积；

k_{df}——机身阻力修正系数，$k_{df} \approx 1.20$。

3）降低直升机废阻：随着直升机越来越广泛的应用和飞行速度越来越高，降低直升机废阻显得越来越重要。因为废阻与飞行速度的平方成正比，而废阻功率与飞行速度的立方成正比，现代直升机的巡航飞行速度已达250km/h以上，在最大速度时，废阻功率约占总功率的45%～55%。可见，要想提高飞行速度、增大航程，必须降低直升机废阻。

根据统计，典型直升机的废阻组成如表4－1所示。

表4－1　典型直升机的废阻组成

序号	部件	所占百分数
1	机身	17%～26%
2	尾面	4%～6%
3	外挂支柱	约4%
4	起落架	22%～25%
5	发动机罩	6%～8%
6	炮塔	约8%
7	桨毂	约30%
8	漏泄、动量损失	约5%
9	天线、其他	约2%

从上表可见，在各部件的废阻中，其中以机身、桨毂、起落架的废阻最大，所以，减阻首先从这些部件开始。

① 机身减阻设计：改善机身头部和外形的设计，尽量是流线形；改善后机身形状，后机身的收缩要平缓，以避免气流分离，减小压差阻力；改善发动机短舱的设计，短舱除要流线形外，还要减小其与机身的干扰。

②桨毂减阻设计：在研究桨毂减阻时，应将桨毂和桨毂塔座作为一个整体来考虑。桨毂外形结构复杂，再加桨毂/桨毂塔座与机身间的干扰，是桨毂阻力大的主要原因。为此，在桨毂设计时：桨毂和桨毂塔座的尺寸尽可能的小；桨毂和桨轴加整流罩；选择合适的桨毂/桨毂塔座和桨毂/机身间隙。

③起落架减阻设计：起落架的阻力取决于它的构型。轮式起落架设计成可收放的；减小机轮迎风面积；对于暴露的杆件进行整流；滑橇式起落架用流线形剖面管代替传统的圆形剖面撑杆。

（4）旋翼需用功率 N_r

旋翼需用功率 N_r 等于诱导功率、型阻功率和废阻功率之和，即

$$N_R = N_i + N_{xp} + N_d$$

图 4 - 34 中给出算例直升机的需用功率 N_r、旋翼诱导功率、型阻功率和废阻功率随飞行速度的变化。

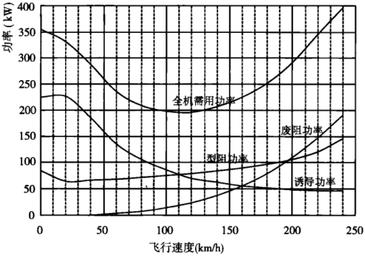


图 4 - 34　全机需用功率、旋翼诱导功率、型阻功率和废阻功率随飞行速度的变化

从图 4 - 34 可见，悬停时需用功率较大，其中诱导功率为主要部分，占 70% 以上。随着飞行速度的增加，由于诱导功率迅速减小，总的需用功率也就降下来，在某一速度达到最低值，此速度称之为久航速度，又称经济速度、续航速度，直升机以此速度飞行可达到最大飞行时间。此时，诱导功率和型阻功率各占总功率的 40% 左右。在大速度时，废阻功率约占总功率的 40% 左右，型阻功率占 35% ~ 40%，而诱导功率仅占 15% ~ 20%。若要求直升机有良好的高速性能及大航程，就应采取措施尽可能降低废阻，并推迟和缓和桨叶上的气流分离和激波的发生。

2. 尾桨需用功率

对于单旋翼带尾桨式直升机，尾桨的主要作用是平衡旋翼的反扭矩，根据航向力矩的平衡，求得尾桨推力为：

$$T_{tr} = \frac{M_K - l_{x.v} T_V}{l_{x.tr}} \tag{4-51}$$

式中：M_K ——旋翼反扭矩；

$l_{x.tr}$，$l_{x.v}$ ——分别为尾桨桨毂中心和垂尾气动中心距直升机重心的纵向距离；

T_v ——垂尾升力。

求得尾桨推力后，就可按求旋翼需用功率的方法求尾桨需用功率。其计算方法基本上

与求旋翼需用功率方法相同，但尾桨需用功率仅包含诱导功率和型阻功率，而没有废阻功率。由于尾桨半径比旋翼半径小很多，而其转速又比旋翼高很多，所以尾桨的桨盘载荷大、诱导速度大，叶尖损失也大。在计算尾桨的诱导功率时，诱导功率修正系数要取大一些。

直升机如在转弯或在侧风中飞行时，其尾桨拉力可能会出现负值，此时按上述方法计算的尾桨需用功率常常偏小，甚至相差一倍，此时应进行修正。

此外，还应特别注意垂尾、尾梁等部件对尾桨的堵塞效应，即它们和尾桨之间的相互干扰。在求尾桨推力时要将干扰考虑进去。考虑干扰后，尾桨推力要大一些。

3. 附件设备（液压泵、风扇、电机等）需用功率 N_{acc}

为了保证直升机的正常飞行，传动系统常常要带动一些附件运转，如液压泵、风扇、电机等。液压泵保证操纵系统正常工作；风扇进行润滑油、冷却液等的冷却，而电机则保证用电设备的正常供电。由于每架飞机的用途不同，则装备的附件也不同，如有的带绞车，有的带武器，有的要求旋翼折叠，有的要求尾舱门、起落架收起，等等。因此，附件消耗的功率也不同。在计算附件消耗的功率时，可按实际情况计入总功率中，这项工作通常由附件设计人员给出。

4. 传动系统功率损失

从发动机输出的功率，经主减速器传递给旋翼，带动旋翼旋转；又经主减速器、尾传动轴、中间减速器和尾减速器带动尾桨旋转。在功率传递过程中有功率损失。减速器和传动系统的功率损失是由齿轮间和轴承内的摩擦以及气动阻力产生的。这些损失是减速器尺寸以及在某一给定时间内所传递的功率的函数。对于初步设计，减速器内的损失（包括带动其润滑系统的功率）可用下式估算：

每级的功率损失 $=K$（设计的最大功率＋实际功率）

这里的 K，对于正齿轮或伞齿轮，$K=0.0025$，而对于星形齿轮，$K=0.008375$。

对于初步设计，为更简便计算传动损失，对于正齿轮或伞齿轮，可认为每级损失为所传递功率的1%。对于游星齿轮，每对的功率损失为2%～3%，此值可能偏大些，但便于应用。

5. 全机需用功率 N_{re}

全机需用功率 N_{re} 为

$$N_{re} = N_r/\zeta_r + N_{tr}/\zeta_{tr} + N_{acc} \tag{4-52}$$

式中：ζ_r，ζ_{tr}——分别是旋翼和尾桨的功率传动损失系数。

图4-35中给出“黑鹰”直升机在不同高度的需用功率曲线。从图中可看到需用功率随高度、速度的变化。在悬停和小速度时，高度增加时需用功率增加较大，而大速度则相差很小。

4.4.2 平飞速度范围的确定

平飞速度范围是指在不同高度上所能达到的最大和最小速度。最小速度一般取决于发动机的可用功率，而最大速度一般受发动机可用功率、后行桨叶气流分离、前行桨叶激波的限制，有时还受桨叶铰链力矩的限制。这些限制的最小值便是最大速度。

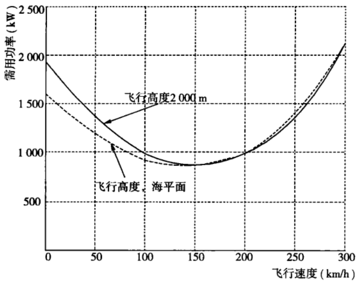


图4－35 “黑鹰”直升机在飞行重量等于8000kg时需用功率随高度和速度的变化

1. 按可用功率确定的速度范围

图4－36中给出三个高度的直升机需用功率随飞行速度变化的示意曲线。横坐标为飞行速度，纵坐标为功率，高度$H_2 > H_1 > H_0$。直升机需用功率随高度增加而有所增加，而发动机的可用功率随高度增加而降低，尤其是活塞式发动机随高度增加而较快降低。从图中可见，在每一高度上都有两个交点，相应于两个速度：一个大速度（V_{B0}, V_{B1}, V_{B2}）和一个小速度（V_{A0}, V_{A1}, V_{A2}）。随着高度的增加，小速度越来越大，大速度越来越小，两个

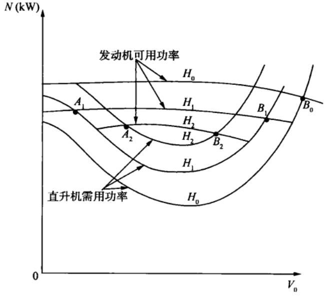


图4－36 按可用功率确定的速度范围

速度的差值越来越小（$V_{B1}-V_{A1}$）>（$V_{B2}-V_{A2}$），直至等于0，此点就是理论上的动升限。最大速度或最小速度是由发动机可用功率所决定的。在适航条例中，规定发动机最大连续功率所对应的速度为最大平飞速度。在军用规范中，则规定以发动机中等应急功率所对应的速度为最大平飞速度，显然后者所达到的最大平飞速度大于前者。在很多现代直升机上，主减速器由最大功率（或扭矩）限制，所以常以此限制作为最大平飞速度的功率限制。

2. 按气流分离限制确定最大平飞速度

当直升机前飞时，如前述，旋翼上不同半径不同方位角的相对气流速度是不同的，在不同位置上桨叶剖面的升力系数或迎角也是不同的。当前飞速度增加时，这种不均匀性增大，而当前飞速度或μ值达到某一值时，桨叶剖面迎角会大于临界迎角，这时切面上的平稳气流遭到破坏，即形成气流分离，如图4－37所示。气流分离首先在$\psi=270°$附近开始发生，随着前飞速度的继续增加，气流分离逐渐蔓延扩张，如图4－38所示。

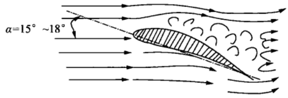


图4－37 大迎角时的桨叶气流分离

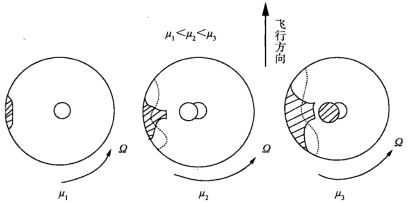


图4－38 气流分离现象随飞行速度的变化

在旋翼上，一方面，气流分离现象是逐渐严重起来的，这是好处，不致使直升机操纵突然失灵；另一方面，气流分离是由前飞速度增加引起的，这是限制直升机继续提高速度的根本原因。气流分离现象扩大，将导致直升机的需用功率快速增加、直升机振动加大，铰链力矩快速增大，操纵性变坏，这是很危险的，减小总距和降低速度是减少气流分离的根本方法。

在旋翼上，局部气流分离是允许的，桨叶翼型不同、旋翼设计水平不同，其气流分离边界亦不同。其边界通常通过飞行试验和理论计算求得。理论计算通常以$\psi=270°$，$c_y=1.2$为其计算条件。图4－39中给出几种气流分离边界，曲线A直升机的翼型比较先进，

所以气流分离边界的速度较大，而曲线 C 直升机的翼型是 NACA0012，所以允许气流分离边界的速度较小。

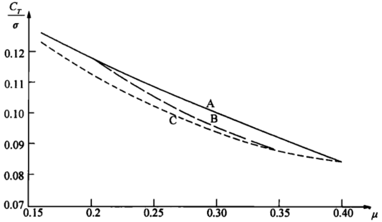


图 4－39　气流分离限制边界

图中：A——卡莫夫集团给出的气流分离限制；

B——俄学者计算给出的气流分离限制；

C——ЦАГИ 给出的 × × 机的气流分离限制

3. 按激波限制确定最大平飞速度

如上所述，当前飞速度或 μ 值达到某一值时，在前行桨叶的方位角 $\psi=90°$，桨尖处开始出现激波，因此处相对气流速度最大。随着飞行速度增加，激波区域逐渐扩大。通常认定在 $\psi=90°$，$\bar{r}=0.7$ 处剖面上出现激波是飞行速度的极限。因为这时激波对桨叶的影响已相当严重，前行桨叶的力矩突变，以致直升机的操纵性变坏，并有较大振动。这样，激波限制条件可写为

$$0.7\Omega R+\bar{V}_0\cos\alpha_S\leqslant M_{cr}a$$

或改写为

$$\mu\leqslant M_{cr}\frac{a}{\Omega R}-0.7 \tag{4-53}$$

式中：a——音速；

M_{cr}——翼型上发生激波的临界 M 数，M_{cr} 与 C_Y（0.7，90）的关系由试验得出，如图 4－40 所示。

由涡流理论导出

$$c_y(0.7,90°)=\frac{1-\frac{7}{6}\mu}{1+\frac{1}{0.7}\mu}c_{y7}$$

或者，在高速飞行时取更简单的形式

$$c_y(0.7,90°)=(1-2\mu)c_{y7}$$

那么，激波限制的临界升力系数为

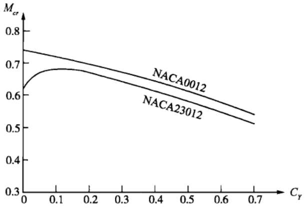


图4-40 M_{cr} 与 C_Y 的曲线

$$(c_y)_{cr} = \frac{c_y(0.7,90^\circ)}{1-2\mu} \tag{4-54}$$

激波限制的最大飞行速度边界，可按下述方法得出：选取一系列的 c_y（0.7，90°）值，由图4-40查得对应的一系列 M_{cr}，据此由式（4-53）算出一组 μ_{cr}，然后利用（4-54）式得出相应的 $(c_y)_{cr}$ 数组。

根据下式

$$\left(\frac{C_T}{\sigma}\right)_{cr} = \frac{1}{3}k(c_y)_{cr}K_{T0}(1-\mu_{cr}^2)$$

计算出 $\left(\frac{C_T}{\sigma}\right)_{cr} - \mu_{cr}$ 曲线。最后，根据计算得到的各高度上的 $\frac{C_T}{\sigma}$ 值，由该曲线查得 μ_{cr}，即可得到由激波限制的速度边界线 $H-\mu_{cr}$。

4. 铰链力矩限制的最大平飞速度

铰链力矩是指绕变距铰轴线的扭矩。此力矩经小拉杆传至自动倾斜器，它是操纵系统的外力。铰链力矩的交变部分随飞行速度的增加而增加，由于前行桨叶激波失速和后行桨叶气流分离的影响，当飞行速度达到某一值后，铰链力矩会突增，致使操纵失灵，会造成严重后果。因此，在进行逐步增大飞行速度的飞行实验时，特别要注意铰链力矩的变化。

5. 最大平飞速度的确定

按发动机可用功率、后行桨叶气流分离、前行桨叶激波的限制所得到的最大平飞速度如图4-41所示。从图中可见，在较高高度，最大平飞速度是受气流分离限制，而低空则受激波和可用功率限制。

还应特别指出的是，由于现代直升机旋翼桨叶翼尖采用先进的翼型和翼尖形状，使气流分离和激波限制的速度范围有较大的扩大，因此，上述确定最大平飞速度的方法只适用装有常规桨叶的直升机。

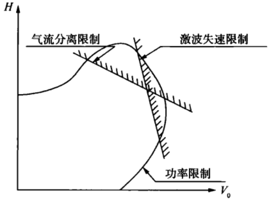


图 4-41　最大飞行速度的限制

4.4.3 爬升性能

直升机的斜向爬升性能，主要指直升机在不同高度上，不同前飞速度时的最大爬升率 V_y 和达到不同高度所需的爬升时间 t。

爬升性能的估算，是在平飞性能计算的基础上进行的。也就是说，从已有的可用功率曲线及平飞需用功率曲线出发计算爬升性能。如上述，随着平飞速度的增加，平飞需用功率既然是先降低然后回升，那么，如果可用功率随飞行速度不变的话，在平飞需用功率最低点，可用功率 N_{av} 与需用功率 N_{re} 差值最大，即剩余功率最大。

直升机的爬升率 V_y 等于

$$V_{y_1} = 0.9\zeta \frac{N_{av} - N_{re}}{G} \tag{4-55}$$

式中：ζ ——旋翼功率利用系数；

0.9 是考虑理论计算的爬升功率与实际爬升的需用功率不可能完全一致的修正值。

在正常爬升时，通常用发动机的最大连续功率。

有了爬升速度后，因为有了航迹角 θ，机身迎角要发生变化，因此，废阻功率要重新计算

$$\theta = \arctan\left(\frac{V_{y1}}{V_0}\right)$$

$$\alpha_{f1} = \alpha_f - \theta$$

$$V_1 = \sqrt{(V_0^2 + V_{y1}^2)}$$

按新的 V_1 和 α_{f1} 求新的废阻功率。

计算出第二次剩余功率，根据式（4-55）求出第二次的 V_{y2}。迭代多次，使两次计算值达到一个满意精度为止。图 4-42 给出计算的某机在不同平飞速度时的爬升率曲线 $V_y \sim V_0$，其形状好像平飞需用功率曲线的倒影，显然，在平飞需用功率曲线最低点（相应于续航速度）的爬升率最大。

在不同高度上进行上述计算，就可得到不同高度的 $V_y \sim V_0$ 曲线。就可画出不同高度的最大爬升率曲线，即 $H - V_{y,max}$，如图 4-43 所示。曲线的最高点（$V_{y,max} = 0$）给出直

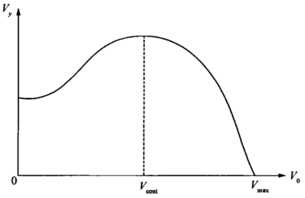


图4-42 不同平飞速度时的爬升率

升机的理论动升限，通常取 $V_{y,max}=0.5$ m/s 所对应的高度为直升机的实用动升限或称使用升限。

爬升时间是指爬升到某一高度所需的时间。即

$$t_H = \int_0^H \left(\frac{1}{V_y}\right) dH$$

显然，高度间隔取的小，则计算结果会准确些。爬升时间曲线见图4-43。

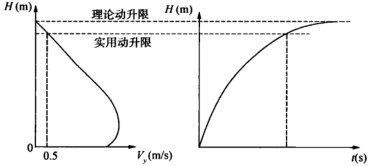


图4-43 爬升率和爬升时间曲线

4.4.4 续航性能

直升机的续航性能包括续航时间（简称航时）和航程，是直升机的主要技术指标之一，给出直升机能飞多久和能飞多远这两项重要性能。而在设计直升机时，这两项指标又是用来确定燃油量的主要依据。

续航时间取决于直升机上的可用燃油量和单位时间（每小时）的油耗；航程取决于直升机上的可用燃油量和单位距离（每千米）的油耗。显然，可用燃油量越多，小时耗油量或千米耗油量越小，则续航时间越长或航程越远。

小时耗油量 q_h 是指每飞行一小时发动机消耗的燃油量。单位：kg/h。通常，发动机制造厂会给出在不同功率状态下，小时耗油量 q_h 随高度和温度的变化曲线，可直接查用。

1. 续航时间 t

以小时耗油量 q_h 最小时的飞行速度（续航速度）飞行则飞行时间最久。

$$G_{en} = G_{to} - \sum \Delta G$$

$$t = \frac{G_{en}}{(q_h)_{min}} + \Delta t_1 + \Delta t_2$$

式中：G_{en} ——续航飞行时的燃油量；

G_{to} ——总燃油量；

$\sum \Delta G$ ——起飞、悬停、爬升、进入和退出航线、下滑、着陆、不可用燃油和着陆余油的总合；

Δt_1 ——起飞、爬升和进入航线的留空时间；

Δt_2 ——退出航线和下滑至地面的留空时间。

通常，$\Delta t_1 + \Delta t_2$ 为 6 ~ 8min。着陆余油取续航飞行 20min 的燃油量。

在实际飞行中，由于油量的变化导致飞行重量的变化，进而引起直升机需用功率和续航速度的变化，如要详细计算应考虑这些影响。

2. 航程

以每千米耗油量 q_{km} 最小时的飞行速度（远航速度）飞行则飞行距离最长。

在确定航程时，首先要确定每公里耗油量最小 $(q_{km})_{min}$，可这样求得：

在给定的巡航高度上，根据平均飞行重量，在需用功率曲线上取 n 个速度，作出 $q_{km} - V_0$ 曲线，由该曲线就可以找到 $(q_{km})_{min}$。然后，按下式计算航程：

$$L = \frac{G_{f.cr}}{(q_{km})_{min}} + \Delta L_1 + \Delta L_2$$

$$G_{f.cr} = G_{to} - \sum \Delta G$$

式中：$G_{f.cr}$ ——巡航飞行时的燃油量；

G_{to} ——总燃油量；

$\sum \Delta G$ ——起飞、悬停、爬升、进入和退出航线、下滑、着陆、不可用燃油和着陆余油的总合；

ΔL_1 ——从离地爬升到航线高度直升机的前进距离；

ΔL_2 ——从航线高度下降到地面直升机的前进距离。

对于航程大、载油多的直升机，要考虑油量变化对 $(q_{km})_{min}$ 的影响。

着陆后余油量取巡航飞行 20min 所消耗的油量。

第5章　起飞、爬升和下降、着陆

5.1　直升机的起飞方法

通常，直升机在垂直离地2～3m后稍作悬停，则转入斜爬升前飞。在有风情况下，直升机总是迎风起飞，这是因为，根据相对运动原理，相当于直升机以风速飞行。如上述，直升机需用功率随前飞速度的增加而快速减小，迎风起飞，发动机剩余功率更多些，爬升速度更大些，起飞更安全。

此外，迎风起飞直升机的稳定性要好一些。

由于直升机常常要在其他运输工具不能去的地方执行任务，其起飞环境可能相当复杂，所以，应视起飞场地面积大小和场地周围有无障碍物、大气条件、起飞场地高度、起飞场地类型和飞行重量的不同，一句话，应视剩余功率的多少，而采用不同的起飞方法。

直升机主要的起飞方法有：

1. 正常起飞

直升机对准风向停在场地上，启动发动机，飞行员加大油门、提总距，直升机垂直离地2～3m悬停，飞行员略作检查之后，则推杆前飞、爬升。正常起飞飞行航迹如图5－1所示。

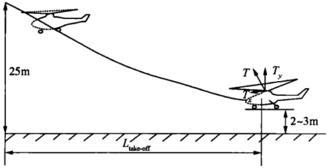


图5－1　正常起飞飞行航迹

如果因场地原因，在起飞前直升机又不能对正风向，那么飞行员不得不在侧风或顺风情况下起飞，此时就要考虑侧风或顺风的影响。

（1）侧风起飞：以右旋旋翼为例。若在右侧风下起飞，由于机身横截面大，机身阻力大，和迎面来风相比，直升机需用功率要大一些。同时，尾桨处在相当于旋翼垂直爬升的

状态，尾桨需用功率大，整个直升机需用功率又增大，这就意味着发动机剩余功率小。此外，在风的作用下，旋翼锥体向顺风的方向倒，即吹风挥舞，为克服此挥舞，飞行员要向右压杆；为平衡侧风产生的向左阻力，旋翼还需右压杆，产生向右分力，使操纵变得复杂化。如果风速和风向不稳定，尾桨的推力也在变，为保持航向和横向平衡，要对尾桨和横向操纵随时进行修正，使得操纵更加复杂。因此，直升机应尽量避免在侧风下起飞。

（2）顺风起飞：在顺风悬停时，直升机后带杆，风越大则后带杆量越大；若重心靠前，为克服旋翼升力垂直分量对重心所产生的低头力矩，则后带杆量还要大一些。在从悬停转前飞的过程中，纵向操纵经历从后带杆到前推杆的过程。后来风，直升机的稳定性比较差。

直升机允许的最大后带杆量决定了起飞时的最大顺风风速，或者说，最大后来风速度、前重心决定纵向操纵的后限。而最大侧风风速决定了尾桨的操纵范围。起飞时所允许的最大风速，是直升机的性能指标之一，直升机飞行员手册中都有明确规定。

在地面，旋翼的反扭矩由尾桨拉力和机轮摩擦力所产生的力矩共同平衡。在起飞离地过程中，随着旋翼升力增加，机轮对地面的压力减小，机轮摩擦力减小。机轮离地瞬间，机轮与地面间的摩擦力突然消失，由它产生的力矩也突然消失，这时旋翼反扭矩完全由尾桨拉力来平衡，此时容易出现航向摆动，飞行员要及时修正航向，特别是在侧风情况下。

直升机在垂直离地的过程中，是旋翼从较强的地面效应到较弱的地面效应，有时可能再到无地面效应。根据地效原理，也是直升机需用功率逐渐增大的过程。为了保持直升机相对地面的位置，为了保持直升机的平衡，飞行员要不停地修正各个操纵。

2. 地效起飞

直升机处在地效（地面效应）作用范围内，产生同样的升力要比无地效时需用的功率小，或者说，同样的发动机功率可使旋翼产生较大的升力。地效起飞就是利用这一特点起飞的。当发动机剩余功率小时，直升机离地后，在1.0～2m高度上，不是转入斜爬升，而是在地面效应范围内水平增速。随着飞行速度的增大，直升机需用功率降低，当出现剩余功率时，直升机便由邻近地面的水平飞行逐渐转入爬升。此时，有了剩余功率和备份操纵量，直升机就容易保持平衡和实施所需的机动。使用此种起飞方法，应密切注意，直升机增速时不要向前推杆太多，以免下掉高度，并在一开始就使用发动机起飞功率，这样剩余功率会大一些。

早期的直升机安装的是活塞式发动机，剩余功率小，多半采用地效起飞。

3. 滑跑起飞

当机场标高较高和（或）气温较高，直升机的载重量又很大，发动机的功率不足以保证垂直起飞时，如果有平坦坚硬的场地，直升机可以像飞机那样滑跑起飞。

滑跑起飞要经过地面和空中两个增速阶段。直升机沿地面滑跑时，发动机处于最大功率状态。在滑跑中增大直升机运动速度一直到需用功率小于发动机可用功率为止。第一阶段增速可保证直升机离地，在1.5～2m高度上水平飞行中进行后一阶段增速，一直达到有利上升速度。这时直升机才能上升到所需的高度。

在地效起飞和滑跑起飞都要避免过大增加总距，以免需用功率增加过快。

滑跑起飞仅限于轮式起落架。

4. 垂直起飞

离地并在地面效应范围以外垂直上升。当起飞场地受到高障碍物的限制和发动机剩余功率很大时才能采用此种起飞方法。采用此种起飞方法，飞行员应柔和增大总距，使直升机转入垂直上升，同时要特别注意发动机转速，以避免因提距过大而掉高度。高出障碍物2～3m后，直升机转入平飞增速并爬升。

应当指出，采用此种方法起飞，保持直升机平衡时是相当复杂的，显然，只有技术水平非常高的飞行员才能做到这一点。

5. 机场类型

由于直升机能到各种地方去执行任务，所以直升机起飞、着陆所用的机场类型比较复杂，归纳起来可分为下述三种类型：

（1）无障碍机场。

（2）直升机机场：供直升机起飞、降落、停放和组织、保障飞行活动的场所。

（3）直升机平台：供直升机起降的高架场地，如楼房屋顶、舰船甲板、钻井平台、拖车平台等。

5.2 爬 升

5.2.1 起飞航迹

为保证直升机安全起飞，直升机是按一定航迹起飞的。在第六章“自转飞行”中，将要介绍高度-速度（$H-V$）图，即回避区。回避区分为高速回避区和低速回避区，直升机起飞是在二者之间的通道中飞行，见图5-2。因为在回避区内一旦发动机停车直升机将产生严重后果。

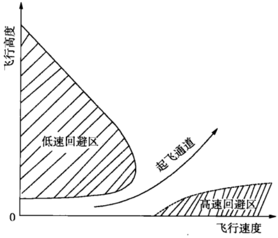


图5-2 起飞通道

直升机起飞、悬停，然后转入前飞、加速，在此阶段必然通过小速度区，通常小速度区范围 $V_0 \approx 20 \sim 50$km/h。

如第3章所述，在悬停状态空气流从上到下通过旋翼，由于在旋翼上、下表面形成压

力差，气流形状宛如一漏斗状。在前飞时，诱导气流还是从上向下通过旋翼但尾迹向后倾斜，随着飞行速度的连续增加尾迹连续向后倾斜，在悬停时建立的稳定流转入前飞加速时就要重建，在旋翼涡系重建过程中是不稳定的，致使小速度飞行振动增大。

振动的大小还与飞机重量有关，飞机越重，振动越大。此外，这一振动的大小与持续时间与加速速率有关，加速越慢，振动幅值越大，持续时间越长，所以在飞行中要快速通过这一区域。

直升机从某一速度减速到悬停状态时，即所谓的消速飞行，由于要从前飞涡系重建悬停涡系也会出现振动大的现象，而且其振动幅值大于加速状态。

直升机在起飞加速过程中，究竟到速度多大、高度多高才算起飞成功呢？这取决于发动机是单发、双发还是多发。一般来说，要飞出 $H-V$ 图（回避区、危险区）的“鼻”部才算起飞成功。对单发直升机，“鼻”部速度（起飞安全速度）约为 90km/h 左右，高度约 35m 左右。如果在起飞的航路上有障碍物，那么加速到起飞安全速度时，至少应高出障碍物 9～10m 才算起飞成功。典型起飞剖面图如图 5－3 所示，图中给出正常起飞、垂直起飞和滑跑起飞的飞行剖面，当可用功率超过无地效悬停的需用功率，直升机就可进行垂直起飞和正常起飞，当直升机的可用功率小于有地效悬停的需用功率，直升机可使用滑跑起飞。

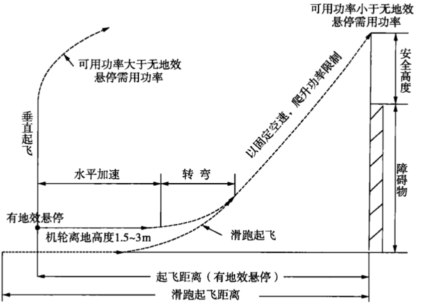


图 5－3 典型起飞剖面图

带前飞速度爬升是直升机的基本爬升形式，如果条件允许，在所有情况下都应采用这种形式起飞爬升。因为斜爬升比垂直爬升需用功率少，或者，在同样发动机可用功率下，比垂直爬升速度快。此外，与垂直爬升相比，斜爬升时直升机稳定性比较好，操纵余量也比较大，驾驶起来比较容易。

对于装有双台发动机的直升机，在起飞航迹上，当飞行到起飞安全速度 V_{TOSS} 和安全高度后，一台发动机故障，利用另一台发动机加速到最大功率仍可完成正常起飞。此速度和

高度点便是起飞决策点（CDP），见图5-4a。此点必须在单发停车时的 $H-V$ 图之外。起飞时，一台发动机在起飞决策点之前停车，必须停止起飞；在这个起飞决策点上和起飞决策点之后，可按一定程序继续起飞。在以单台发动机向外爬升时，飞行航迹最低飞行高度不小于 H_1，与障碍物的最小距离不小于 H_2，H_1、H_2 的大小取决于不同的任务要求，并由使用方提供。准备的着陆场地大小是根据放弃起飞的距离加上飞机的长度确定的，一台发动机不工作的着陆距离也必须加以考虑。着陆时，同样存在一着陆决策点（LDP），见图5-4b，一台发动机在着陆决策点之前停车，可继续着陆，或按一定程序，利用将另一台发动机加速到最大功率进行复飞。在这个着陆决策点上和该点之后，一台发动机停车，直升机必须立即着陆。准备的着陆场地大小是根据飞机通过 H_1 高度的点到飞机完全停止的距离加上飞机的长度确定的，适用这个距离的安全系数要考虑许多因素，如跑道状况等。

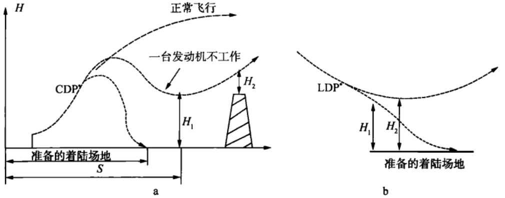


图5-4　起飞、着陆临界决策点

直升机在不同类型的机场起飞和着陆，其起飞和着陆决策点亦不同，表5-1给出直×型机的数据。

表5-1　直×型机起飞、着陆临界决策点

		无障碍机场	直升机机场	直升机平台
CDP	临界高度		30m	15m
	临界速度	$V=V_{TOSS}-28km/h$	0	0
LDP	临界高度	40m	30m	30m
	临界速度	75km/h	55km/h	55km/h

直升机的最佳爬升率是在续航速度，因为在这个速度剩余功率最大，因而可达到最大垂直爬升率。真实的续航速度随高度增加而有些增大，但为了便于驾驶，通常只用一个速度爬升。随着高度的增高，剩余功率越来越小，爬升率也越来越小，直至为零，此高度就是理论实用升限。实际上，是达不到理论实用升限，另外此升限也没有使用价值，所以一般规定爬升率为0.5m/s的那个高度为实用升限。显然，对同一架直升机，飞行重量越大，实用升限越低。

在斜爬升时，一般采用发动机最大连续功率状态，因为用此功率可实现长时间的爬

升、可得到较大的爬升率，只有在应急情况才使用起飞功率状态。

在爬升时总距一直处在高位。因为在爬升时，有一股等于垂直速度的向下气流，使桨叶剖面迎角减小，为保持旋翼升力基本等于直升机重量，就必须提总距，以补偿因垂直速度而减小的叶剖面迎角。

5.2.2 在有高障碍物条件下的爬升

在有些情况下，根据周围障碍物的情况确定爬升方式。

在山地飞行的条件下，当直升机要从周围都是山岭和山峰的深谷处起飞时会遇到此种情况（图 5 - 5）。在这些条件下，或是从低谷垂直上升到一定高度然后向障碍物方向飞去（图 5 - 5 中 *C*），或是向较高的山岭上空飞行（图 5 - 5 中 *B*），都要对准风的方向。当然，在某些情况下，还有可能采用第三种上升方式——盘旋上升。但是，不是在任何时候都能采用此种上升方法的。

向障碍物方向爬升时，飞行状态应符合两个要求：

（1）飞行航迹与地平线所成的倾斜角，应在飞过障碍物时的飞行高度比障碍物高出不低于 300m。

（2）上升时间应最短。

可以认为，这时不可能利用有利速度（续航速度）保持最大上升率上升。实际上，如果地形如同图 5 - 5 所示的地貌，则地平线与直线 *A*（山峰与起飞场地连成的直线）之间的夹角等于 14°，这一角度大于以最大上升率上升时的爬升角，一般直升机的爬升角不超过 10° ~ 12°，为安全飞过障碍物，直线 *A* 还必须有一个不低于 300m 的高出量，为此，需降低前飞速度，沿直线 *B* 飞行。

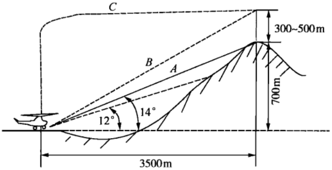


图 5 - 5　高障碍物条件下的爬升

如果山峰或山岭的高度低于直升机的静升限，则飞行员可以在起飞后立即转入垂直上升，并在上升到接近障碍物高度时转入斜爬升。直升机利用这种方式上升时，要使曲线 *C*（图 5 - 5）带有相当安全的高出量穿越山岭，但是垂直上升时上升率很小，持续的时间很长，只有到万不得已时才采用。

然而，还会遇到下列情况。山峰或山岭的高度高于直升机的静升限。此时可采用小于最有利上升速度实施倾斜爬升。为了使用这种方法上升，必须预先计算出从零到续航速度 V_{con} 的各种飞行速度的剩余功率 ΔN，该值等于可用功率与平飞需用功率之差。然后根据（4 - 55）式计算上升率，计算出上升角和上升时间。

下面以某直升机为例，说明飞越山岭的计算方法。该机飞行重量 $G=2300\text{kg}$，设障碍物高度700m，续航速度 $V_{con}=100\text{km/h}$，从表5－2和图5－5中可见，以 V_{con} 速度爬升可获得最大上升率（5.7m/s），但直升机不能飞越障碍物，因为上升角（约12°）小于向障碍物顶峰方向的直线与水平直线之间的夹角（14°）。但是，当飞行速度为60km/h时，尽管这时上升率（4.55m/s）小于续航速度 V_{con} 时的上升率（5.7m/s），但上升角（曲线B）却大于向障碍物顶峰方向的直线与水平直线之间的夹角。虽然保持此上升速度沿直线升高1000m比以续航速度 $V_{con}=100\text{km/h}$ 上升时用的时间长一些（长1min15s），可是直升机能够飞过障碍物。

实际上，为保持一定上升角选择最有利的上升速度的可能性是十分有限的。因此，在山地条件下采用续航速度进行盘旋上升是比较有利的。

表5－2 爬升性能计算

	km/h	0	20	40	60	80	100
	m/s	0	5.55	11.1	16.7	22.2	27.8
平飞需用功率（马力）	N_{re}	500	480	420	360	330	325
可用功率（马力）	N_{av}	500					
剩余功率（马力）	ΔN	0	20	80	140	170	175
上升率（m/s）	V_y	0	0.65	2.62	4.55	5.55	5.7
上升角正切值	$\frac{V_y}{V}$	0	0.117	0.236	0.273	0.25	0.205
上升角	θ	0	6.7°	13.25°	15.33°	14°	11.7°
上升1000m（s）	t	—	25min30s	6min 20s	3min40s	3min	2min25s

5.2.3 爬升性能

关于直升机的垂直爬升和静升限的介绍见第3章。

关于直升机的斜爬升和使用升限的介绍见第4章。

关于直升机在爬升时的平衡计算见第11章。

5.2.4 影响直升机起飞重量的因素

众所周知，直升机的起飞重量越大则直升机所载的有效载荷越大，大的有效载荷可多载任务载荷，或多装燃油使直升机飞得更远或飞的时间更长。那么哪些因素影响直升机的起飞重量呢？综合上述分析，归纳如下：

1. 起飞方式

在5.1节给出4种起飞方式：正常起飞、地效起飞、滑跑起飞和垂直起飞，显然，起飞方式不同就是起飞时直升机的需用功率不同，在同样发动机可用功率情况下，使直升机起飞重量从最大到最小的起飞方式依次是：滑跑起飞、地效起飞、正常起飞和垂直起飞。

2. 风的影响

直升机起飞一般都是迎风起飞。如前述，在小速度时，直升机的需用功率随飞行速度的增加而快速降低，根据相对运动原理，风速就是空速，所以风速对起飞是有利的，特别是无地效悬停起飞。利用地效起飞，风的作用使地效效果有所减弱，但还是有利的，只不过效果小一些（见第9章）。

3. 温度的影响

在第14章将阐述温度对发动机功率的影响。无论是涡轮轴发动机还是活塞式发动机，其功率均随温度的升高而下降。由于温度升高导致发动机可用功率下降，而直升机需用功率基本不变，所以直升机的起飞重量下降。图5-6中给出在不同大气温度下飞行重量随垂直爬升率的变化，从图中可见，在同一飞行重量下，温度越高，垂直爬升率越小；或者说，在同一垂直爬升率下，温度越高，飞行重量越小。

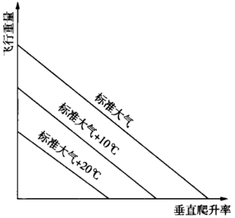


图5-6　在不同大气温度下飞行重量随垂直爬升率的变化

4. 高度的影响

在第14章将阐述高度对发动机功率的影响。发动机的功率随高度的升高而减小，活塞式发动机减小的更快一些（带增压的除外），而直升机的需用功率却略有增加，所以直升机的起飞重量随飞行高度的增加而减小。图5-7给出在不同飞行重量下压力高度随垂直爬升率的变化。从图中可见，在同一飞行重量下，压力高度越大，垂直爬升率越小；在同一高度下，飞行重量越小则垂直爬升率越大。

5. 湿度的影响

对于涡轮轴发动机可不考虑湿度的影响，而活塞式发动机应考虑，其功率随湿度的增大而降低，所以，装有活塞式发动机的直升机，随湿度增大而起飞重量减小。

5.3 着　陆

直升机从一定高度下降，减速、降落到地面直至直升机运动停止的过程称为着陆，是起飞的逆过程。

带前飞速度下降（下滑）是直升机下降的主要形式，如果条件允许适用于所有情况。

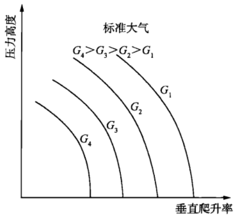


图5-7 在不同飞行重量下压力高度随垂直爬升率的变化

与垂直下降相比，无论是从直升机的稳定性和操纵性来看，还是从飞行安全的观点来看，下滑都是比较有利的。因为下滑需用功率低，比较经济，可得到较高的垂直下降率和很小的下滑角，而且具有好的稳定性和较大的操纵余量，也便于飞行员驾驶。在以小的前飞速度下降时，由第九章知，若垂直下降速度过大，直升机易进入涡环状态，而进入涡环状态是非常危险的，所以应在涡环边界外的前飞速度和下降速度着陆。典型着陆剖面如图5-8所示。图中给出正常进场着陆、滑跑进场着陆和垂直着陆的剖面图。只有在可用功率大于悬停需用功率时才可采用垂直着陆，在垂直着陆时更要注意避免进入涡环状态。

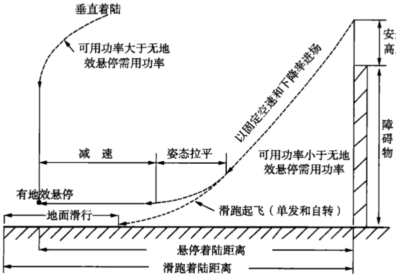


图5-8 典型着陆剖面图

1. 直升机的下降率

直升机的垂直下降率 V_y 取决于发动机的可用功率、直升机平飞的需用功率、直升机的飞行重量和大气条件。对于给定直升机，直升机的垂直下降率 V_y 为：

$$V_y \approx -\frac{N_{av} - N_{re}}{G}$$

式中：N_{av}——发动机可用功率（kW）；

N_{re}——直升机平飞时需用功率（kW）；

G——直升机重量（kg）。

在飞行重量、大气条件一定时，图5－9a中给出直升机需用功率N_{re}随前飞速度V_0的变化，以及不同的发动机可用功率N_{av}。图中1，2，3，4，5，6，7，表示发动机可用功率级别，“1”表示可用功率$N_{av}=0$；“7”表示发动机的额定状态。级别越高，则可用功率越大。按照上式，图5－9b中给出对应不同的发动机可用功率级别，下降速度V_y随前飞速度V_0的变化。

从图中可见，发动机可用功率的级别越大，则下降速度越小。当级别为“7”时，在所有前飞速度，发动机可用功率均大于直升机需用功率，直升机不但不下降，反而爬升。随着发动机可用功率级别的减小，下降速度逐渐增大。当可用功率的级别为“1”（$N_{av}=0$）时，垂直下降速度V_Y达到极限状态，即自转状态。从图中还发现，在不同的发动机可用功率级别，其最小下降（或爬升）率都是在续航速度。

从上式可见，垂直下降速度是N_{av}、N_{re}和G的函数。当可用功率N_{av}和直升机重量G一定时，需用功率N_{re}越大则垂直下降速度V_Y越大，而续航速度时N_{re}最小，大于或小于续航速度的速度需用功率N_{re}都比较大，所以只有以续航速度下降时，垂直下降速度才最小。如果可用功率$N_{av}=0$，即自转状态，则是垂直下降速度V_Y的极限状态，此时也是在续航速度时垂直下降速度最小。有关自转飞行详见第六章。

直升机在下滑时由发动机传给旋翼的功率小，此时旋翼的反扭矩同样也小。这就是说，为了平衡反扭矩，尾桨拉力也应减小。

直升机在下滑时总距很小，因为下滑时相对旋翼有一股向上气流，该气流使桨叶剖面迎角增加，在稳定下降时为保证旋翼升力等于直升机重量，要降低总距。总距下降得越多则下降速度越大。

2. 正常着陆

直升机在下滑时由以下几部分组成（图5－10）：

（1）下滑阶段：在该阶段以某一速度稳定下滑。

（2）拉平阶段：直升机的轨迹由下滑倾斜轨迹转入保持接地飞行时的水平状态。

（3）保持阶段：减小平飞速度至悬停。

（4）悬停：垂直下降着陆。

拉平时必须减小下降率，即减小下滑轨迹的斜率。用后拉杆可以做到这一点，这时旋翼旋转平面向后倾斜，直升机抬头。同时，迎角增大，旋翼拉力增大。旋翼拉力在短时间大于直升机的重量，因此下降率就减小很多。拉平时不需要很长时间，拉平时终点高度一般2～3m。

保持阶段直升机向后倾斜，向后倾斜越大，则速度减小越多。如果旋翼拉力的垂直分力等于直升机重量，则直升机的飞行轨迹保持水平。保持阶段要逐步增大总距，以便随着垂直速度和水平速度的减小保持旋翼拉力不变。

在保持阶段结束，直升机离地1～3m，在此高度必须使直升机处于水平状态，并观察

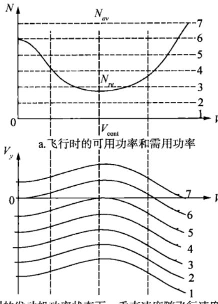


图5-9　直升机的飞行状态

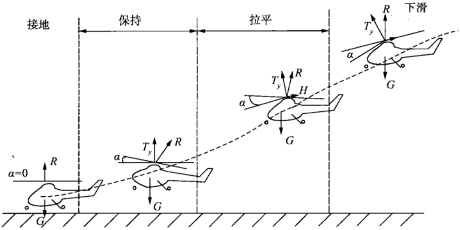


图5-10　直升机下滑着陆的过程

接地点，经短时间悬停后，飞行员柔和减小旋翼总距。这时旋翼拉力减小，直升机在重力作用下，缓慢地垂直下降并使全部机轮接地。当直升机刚接地后，飞行员敏捷地减小总距，以避免直升机接地后的跳动和摇摆。

3. 超越障碍物的垂直着陆

当着陆场地狭小，周围又有高大障碍物（如树林、建筑物、陡峭的地形等）时，直升机在接近场地空间不允许做近地飞行，此时就必须采用超越障碍物的垂直着陆，其飞行航迹如图5-11所示。从图中可见，为实施着陆，它必须在较高高度做无地效悬停，因此较

正常着陆需用功率大。在做垂直下降时，为避免进入涡环状态，垂直下降速度应不大于2m/s（视具体直升机而定）。随着直升机的下降，快接近地面时，地面效应增大，会使旋翼拉力增大，为使直升机均匀地下降，必须逐渐减小旋翼总距。在垂直下降过程中，横向操纵不允许有较大位移，操纵难度大一些。

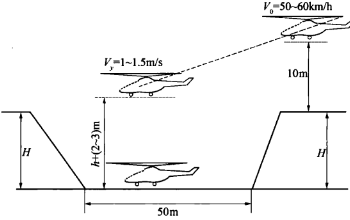


图 5－11　超越障碍物的垂直着陆

4. 滑跑着陆

直升机在高原、高温地区，或载重量较大时，可用功率不足以允许用正常着陆方式着陆，而有足够的空间做有前飞速度进场和着陆时，可以像固定翼飞机那样进行滑跑着陆。其着陆飞行轨迹如图 5－12 所示。滑跑着陆与垂直着陆不同，直升机不但有垂直速度，还有水平速度。直升机在接地后有一滑跑过程，可进一步利用旋翼产生一减速的水平分力和刹车使直升机继续减速直至停止。着地后的滑跑距离与着陆速度有关，显然，速度越大，滑跑距离越大。

滑跑着陆不仅限于轮式起落架，滑橇起落架也可滑跑着陆，此时橇筒与地面摩擦。

直升机在滑跑着陆时，接地后应将总距放置最小，利用飞机的重量压在地面来增大与地面的摩擦力，减小滑跑距离。由于后带杆，桨盘后倾使桨盘迎角增大，而此时转速又比较低，若风速比较大，桨叶很容易被风扬起，而打在上下限动块上，造成零件损坏。

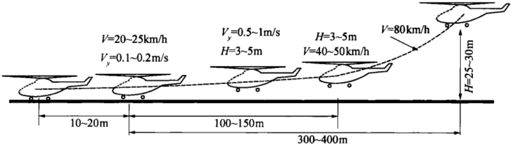


图 5－12　滑跑着陆

第6章　自转飞行

6.1　直升机的自转飞行

飞行中，旋翼在失去发动机带动后，利用其原有旋转动能和直升机的位能，仍可保持稳定旋转，这种现象叫旋翼自转。

直升机在空中飞行，对装有多台发动机的直升机（如直8，装有三台发动机），所有发动机同时故障而进行自转飞行的概率很小，但对于单发直升机，一旦发动机停车，直升机必须进入自转飞行，直升机能够通过旋翼自转下滑进行安全着陆。

在水平飞行或上升、下降时，即有动力飞行，旋翼由发动机带动旋转，使旋翼产生升力。当发动机停车时，发动机没有功率传给旋翼，那么旋翼旋转的动力是从哪里来呢？可把旋翼看作一个风车，风车旋转是靠风来带动，旋翼也是这样，是靠前飞和下降速度产生的风吹动旋翼旋转。旋翼旋转带动主减速器、附件和尾桨旋转，以保证直升机的正常飞行，但不带动发动机，因为在发动机的输出轴与主减输入轴之间装有离合器，离合器的作用是只允许发动机带动旋翼，而不允许旋翼带动发动机旋转。

在空中飞行时，一旦发动机停车，飞行员是从声音和航向来判断的。发动机停车后声音消失，有经验的飞行员对发动机的声音很敏感，立刻就感觉到；发动机停车后，旋翼的反扭矩消失，而尾桨还在原来位置，航向力矩不平衡，必然发生航向改变，对右旋旋翼，机头向左摆，而对左旋旋翼，机头向右摆。飞行员从航向的突变可判断发动机停车。发动机停车时总距在高位，由于无功率支撑，旋翼转速必然很快掉下来，过低的旋翼转速对飞行是很危险的。因为在同一前飞速度时，低转速就意味着大的前进比μ（$\mu = V_0/\Omega R$），就会出现大速度飞行所出现的一切现象；在旋翼升力一定时，低转速就意味着大的翼剖面迎角，桨叶必将提前失速。为使直升机尽快转入稳定自转，飞行员首先要减小总距或者把总距放到最低位置，保持旋翼转速。另外，蹬脚蹬，保持航向，根据着陆场地，以最小的下滑角或最小的下降速度，尽快着陆。

旋翼自转下滑时，旋翼是在迎面气流作用下旋转的，这时产生的拉力等于直升机的重量，产生的前进力以克服机身阻力。直升机下滑时旋翼获得的能量用以抵消旋翼的型阻功率、诱导功率、废阻功率和其他功率消耗，并带动尾桨、附件工作。在稳定自转时桨叶剖面的速度特性和空气动力特性如图6－1所示。

此时，叶素的气动合力dR平行于旋翼旋转轴，在旋转平面上的投影等于0，从图中

可得出自转时的角度关系

$$\alpha_{*} - \varphi = \arctan \frac{c_x}{c_y}$$

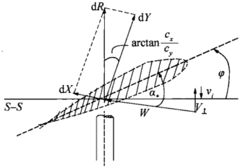


图 6－1　在自转时桨叶剖面的速度特性和空气动力特性

图中：φ 为桨叶安装角，α_{*} 为桨叶剖面迎角。

如果桨叶安装角过大或下降率较小（α_{*} 较小），则

$$\alpha_{*} - \varphi < \arctan \frac{c_x}{c_y}$$

dR 相对于旋翼轴后倾，使旋翼减速旋转；反之，则

$$\alpha_{*} - \varphi > \arctan \frac{c_x}{c_y}$$

dR 前倾，使旋翼加速旋转。

由此可知，驾驶员可利用总距操纵杆，通过改变总距大小的办法来调节旋翼转速，提总距，则转速降低，反之则转速增加。自转过程是一个不断微调总距的过程，是旋翼转速不断（小量）变化的过程。所以在飞行手册中给出转速的变化范围，通常为有动力时的正常转速的 1 ± 10%。过大的转速为旋翼储备了足够大的动能，固然对自转大有好处，但过大的转速桨叶必然承受过大的离心力，因为离心力与转速的平方呈正比，对桨毂非常不利，必须加以限制。如果转速低于所需转速，必然导致桨叶离心力减小（离心力力图把桨叶锥度角拉平），在保证桨叶升力等于直升机重量的情况下，导致桨叶上翘，造成桨叶"脱轨"，这也是很危险的。在前飞速度较大时，转速低就意味着大的前进比，就会提前出现大速度飞行所带来的问题。同时，转速过低就意味着旋翼储备的旋转动能过低，在着陆时旋翼所能释放的能量就少，就可能产生过大的下降速度，这也是很危险的。

与大多数其他型式的飞机相比，直升机的主要特点之一是当所有动力装置发生故障后，有希望在没有人员损伤和没有结构损坏下完成着陆。美国陆军和美国联邦航空局均承认直升机有这种飞行能力，甚至要求把它规定在多发直升机上。自转不仅在功率丧失后使用，而且在其他预想不到的情况（如着火、剧烈振动、操纵系统故障等）也可采用自转方式，自转是一种快速降落方式。

必须指出，自转着陆飞行是一种高风险的机动飞行，在着陆阶段，若驾驶员在操纵量和操纵时机上处理不当，很容易出事故，特别是自转性能较差的大型直升机。

算例直升机在适航取证过程中曾进行几十次的自转着陆，包括最危险的 $H-V$ 图飞行

验证，飞机完好无损，说明直升机完全能安全自转着陆。

顺便说明，发动机在空中停车的概率是很小的，停车后也可进行空中再启动，进行自转飞行和自转着陆只是直升机的一种安全措施。

6.2 自转的基本原理

自转的基本原理实际上在第一节已提到，本节通过与悬停、缓慢垂直下降的对比来说明自转的基本原理。在图6-2中给出在悬停、缓慢下降和快速垂直下降（自转）时作用在叶素上的升力和阻力矢量。升力 Y 垂直翼剖面的气流合速 W，阻力 X 沿气流合速方向，而气动合力 R 是升力 Y 和阻力 X 的矢量合。从图中可见，在悬停状态，升力 Y 和气动合力 R 向翼剖面后缘倾斜，气动合力 R 在旋转平面的投影是旋转阻力，由发动机带动旋翼克服。随着桨距 φ 的减小，下降速度的出现，升力 Y 和气动合力 R 向翼剖面后缘的倾斜量减小，从而发动机克服旋转阻力所消耗的功率减少。

随着桨距 φ 的再次减小直至为0，相应于自转状态，下降速度达最大，气动合力 R 不是向翼剖面后缘倾斜，很可能向前缘倾斜。如 R 向前缘倾斜，其在旋转平面上的投影向前，此力将使旋翼加速旋转，为避免转速过大，应提距。如因提距过大，下降速度减小，使 R 向后缘倾斜，其在旋转平面上的投影向后，成为阻力，在无动力情况下，必然使旋翼转速减小。只有当 R 矢量垂直于旋转平面，旋翼才恒速旋转，直升机处于稳定自转状态。

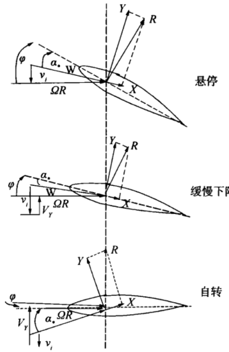


图6-2 自转的基本原理

在真实自转飞行中，飞行员非常关注转速，一定要保持转速在规定范围内，因此，他

要不断地微调总距来实现转速的近似恒定。

在自转时，没有功率供给旋翼而保持叶素转动。对于一个完整的旋翼，每个叶素上的升力和阻力可以不平衡，但是，由全部叶素上的升力矢量向前倾斜引起的总扭矩与全部叶素上的阻力引起的总扭矩是相互平衡的。

6.3 进入自转－旋翼转速的衰减

进入自转是动力装置故障的瞬间和达到稳定自转时间内产生的机动。在正常飞行中，发动机发出的功率提供给旋翼以维持其转动。如果功率的来源突然发生故障，而维持最初稳定飞行状态所需的功率不能从动力装置获得时，就靠它本身的动能借助转速下降来获得。在这一过程期间，旋翼可能接近失速状态，如出现的话，则它就要把旋翼引向不可操纵的飞行状态。

进入自转通常是一个紧急的（或者至少是模拟紧急的）机动，因此功率丧失与驾驶员的修正动作之间会有一定的时间滞后。在飞行中，一旦动力全部丧失，则旋翼反扭矩消失，而尾桨仍处在原来位置，航向力矩不平衡，必然引起直升机航向改变；另外，发动机停车，发动机的声音消失。驾驶员是通过航向突然发生改变和发动机的声音突然消失来判断发动机停车的。从停车到驾驶员采取修正动作之间的时间通常规定为1s。在此期间旋翼转速的衰减率可假设与减速扭矩和旋翼转速的平方呈正比。飞行实测表明，真实的衰减率要小于该假设所预测的值。其原因有以下几点：

（1）用切断油门模拟发动机失效时，发动机扭矩并不是马上衰减掉，而是以一定速率进行衰减。

（2）在有些直升机上，即使油门切断后，发动机也还提供小量扭矩。

（3）在低速飞行时，直升机立即开始下降，致使需用功率减小。

（4）在高速飞行时，旋翼转速的减小提高了桨尖速度比，从而使旋翼向后挥舞，使旋翼功率减小。

因此，采用减速扭矩正比于旋翼转速平方的假设是偏于保守的。而保守的程度取决于发动机停车时所处的状态。

旋翼转速的衰减方程为

$$\dot{\Omega} = -\frac{Q_0\left(\dfrac{\Omega}{\Omega_0}\right)^2}{J}$$

式中：Q_0——旋翼扭矩；

J——驱动系统的总有效极惯矩，包括旋翼、尾桨及传动系统，都以旋翼转速为参考。计算表明，尾桨、传动系统的极惯矩与旋翼相比都比较小，初步估算可忽略不计；

角标“0”——发动机失效时的状态。

旋翼转速时间历程方程可由衰减方程积分得出：

$$\frac{\Omega}{\Omega_0} = \frac{1}{1 + \dfrac{Q_0 t}{J\Omega_0}}$$

这个方程可以很方便地写成时间的函数，初始功率和旋翼转速下的旋翼动能全部都被消耗掉所用的时间 $t_{k,e}$：

$$t_{k,e} = \frac{J\Omega_0}{2Q_0}$$

采用这个定义，旋翼衰减方程就变为

$$\frac{\Omega}{\Omega_0} = \frac{1}{1 + \frac{t}{2t_{k,e}}}$$

对大多数直升机，$t_{k,e}$ 值在 1～4 之间，经计算，转速衰减率随时间的变化见图 6-3，从图中可见，若某直升机装有两台发动机，其 $t_{k,e}=1$，在两台都停车后第一秒，旋翼转速衰减率约32%。如果只有一台停车，而另一台发动机功率不增加，则 $t_{k,e}=2$，旋翼转速衰率减约 20%。

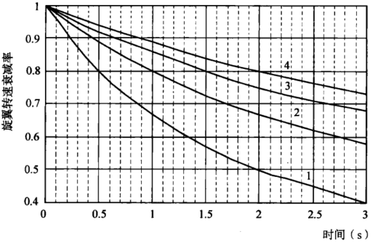


图6-3　发动机停车后旋翼转速的衰减

在动力故障后，为了防止危险的低旋翼转速，驾驶员必须做迅速的操纵动作。首先是降低总距，恢复转速；其次是保持航向，蹬脚蹬，降低尾桨距；再次是改变速度，使垂直下降速度最小。

6.4 稳定自转时的下降率

从发动机停车到稳定自转，是一个机动过程，是驾驶员不断调节的过程，如上所述。当此过程结束之后，直升机进入稳定自转。所谓稳定自转，是指飞行速度、下降速度、旋翼转速等变化很小。实际上，在所谓稳定自转时，驾驶员也一直在不停地做小幅操纵。

在稳定自转时，最重要的是保持旋翼转速。自转时的旋翼转速范围比较大，约正常转速的 1±10%。当转速偏低时，降总距，总距范围的下限应按自转确定，并要考虑最小重量、海平面、在冬天自转所需要的最小总距；当转速偏高时，提总距。

由于自转时最小下降速度相当大，为 6～12m/s，所以直升机必须有足够的飞行高度，

以便有足够的飞行时间和足够的飞行距离寻找降落场地。

1. 稳定自转时的垂直下降速度

算例直升机在前飞时需用功率 N_{re} 随飞行速度 V 的变化如图 6－4 所示，从图 6－4 中可见，当 $V>100$km/h 时，需用功率 N_{re} 随 V 的增加而增加。

自转时的垂直下降速度按下式确定：

$$V_Y = -\frac{1.05 \times 1000\zeta N_{re}}{mg}$$

式中：1.05——考虑自转时尾桨、附件的功率消耗；

N_{re}——直升机需用功率；

ζ——功率利用系数。

顺便说明，上式计算结果偏于乐观，试飞结果表明，上式计算结果至少应乘以 1.1 的系数。

从上式可见，N_{re} 越大，则 V_Y 越大，图 6－5 中给出算例直升机自转飞行时的垂直下降速度随飞行速度的变化，把图 6－4 与图 6－5 相比较可以发现，图 6－5 好像是图 6－4 的倒影。为使直升机留空时间最长，下降速度应最小，一般选择在最小需用功率所对应的速度 V_{min} 飞行。从图中可见，在 $V=100$km/h，$V_Y=-8$m/s，而在 $V=240$km/h，$V_Y=-16.5$m/s，下降速度随飞行速度的增加而快速增大，因此，如果在大于 V_{min}（等于 100km/h）的速度发动机停车，特别是在高速飞行时发动机突然停车，驾驶员首先要做的是降总距，并后带杆，使直升机减速，一直减速到 V_{min}。因为飞行速度大，垂直下降速度大，过大的垂直下降速度使直升机留空时间短，给飞行员采取措施的时间少了，一旦触地是非常危险的。如在小于 V_{min} 的速度发动机停车，垂直下降速度也是很大，特别在很小的速度下停车，直升机很容易进入涡环状态，在涡环状态飞行，飞机下掉地很快，下掉时飞行员提距反而越提越下掉，这也是很危险的，飞行员必须快速推杆加速，改出涡环，一直加速到 V_{min}。

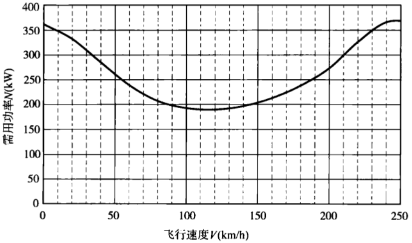


图 6－4　算例直升机在前飞时需用功率 N_{re} 随飞行速度 V 的变化

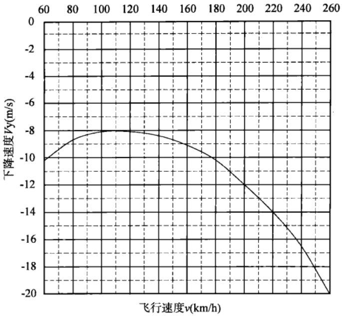


图6-5 在自转时垂直下降速度 V_Y 随飞行速度 V 的变化

2. 自转飞行时的下滑角

自转飞行时的下滑角按下式估算：

$$\theta = 57.3\mathrm{arctg}\frac{V_Y}{V_0}$$

式中：V_0—水平飞行速度。

显然，下滑角 θ 最小，即图6-4曲线的切线，相应于自转时飞行距离最远，此点的飞行速度略大于需用功率最低点所对应的飞行速度。在停车后，为寻找着陆场地或尽快飞回，常以最小下滑角 θ 所对应的速度飞行，飞行距离最远。若要在空中停留最久，则应以垂直下降率最小所对应的速度飞行，此速度为续航速度。

另外，直升机在滑翔时，风对滑翔距离和滑翔角也有影响。

6.5 稳定自转时的配平实测结果

算例直升机曾在西宁（海拔高度2200m）和景德镇做过多次自转飞行试验，其结果见图6-6、图6-7、图6-8。

1. 在自转时总距随速度的变化

在图6-6中给出总距随飞行速度变化的范围。从图中可以看到总距变化的大致趋势，在景德镇自转飞行总距低，为0.5°~1.9°，而在西宁自转飞行总距较大，为2.2°~2.5°，且总距值随飞行高度的增加有增加的趋势。这是因为在高原飞行时空气密度低，在同样下降速度下，要产生同样的升力（等于重量）总距必须要大一些。

顺便说明，在寒冷、低高度的条件下做自转飞行时，总距值还要更低，因为空气密度

大，产生同样的升力需要较小的剖面迎角。在确定最小总距时必须考虑这种情况。有时，可能既要考虑极端条件下的最大总距，又要考虑这种条件下的最小总距，会出现总距范围不够，此时应根据当时的温度和高度调节总距范围，以满足当前要求。

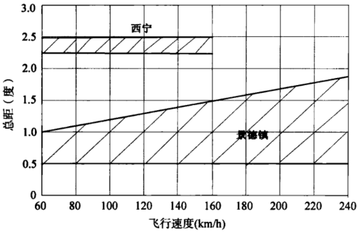


图6－6　自转时总距随飞行速度的变化

2. 在自转时尾桨距随速度的变化

在图6－7中给出尾桨距随飞行速度变化的范围。

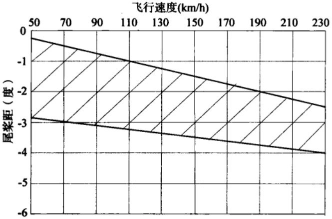


图6－7　自转时尾桨距随飞行速度变化

从图6－7中可见，在整个速度范围内尾桨距均为负值，这是因为在自转时旋翼反扭矩为零，尾桨矩应为零，但旋翼除克服本身的型阻功率，还要带动附件及尾桨旋转，旋翼做功，旋翼扭矩为正值，与转速同向，而不是反扭矩，为平衡这部分扭矩，尾桨矩为负值。当速度增加时，型阻功率增加，旋翼做的功增加，所以尾桨距要更负一些以克服其增加部分。

3. 在自转时的纵向和横向操纵

（1）纵向操纵：在自转时，由于下降速度很大，在此速度作用下，平尾升力由向下

（有动力平飞）转为向上，产生一低头力矩，为平衡此力矩，飞行员要后带杆。且随飞行速度的增加而后带杆量增加。

（2）横向操纵：在自转时，由于尾桨拉力由向右（对右旋旋翼）转为向左，尾桨拉力所产生的滚转力矩也改变方向，为平衡此力矩，横向操纵由原来的向左压杆改为向右压杆。飞行实测表明，向左、向右压杆的量均不大，占总行程的10%左右。

4. 在自转时俯仰角和侧倾角随飞行速度的变化

图6－8给出在自转时计算的算例直升机俯仰角和侧倾角随飞行速度的变化。

从图6－8中看到，俯仰角随飞行速度的增加，低头越来越大，甚至比有动力飞行低头还大。这是因为在自转时，气流从机身前下方吹来，机身迎风面积加大，阻力增大；另一方面，在自转时，纵向操纵前倾量小，为克服前飞阻力，应使旋翼气动合力矢量在速度方向上的投影增大，为此机身低头要多一些。

从图中还看到，侧倾角随飞行速度的增加而增大（有动力飞行时，侧倾角为负值），可以这样解释：侧倾角是通过全机侧力平衡求得，在自转时，尾桨拉力接近为0或为负值，用于平衡尾桨拉力的飞机重力侧向分力减小，侧倾角减小，直至为正。

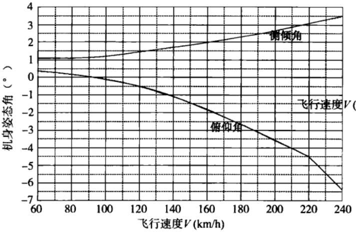


图6－8 在自转时算例直升机俯仰角和侧倾角随飞行速度的变化

6.6 自转着陆

在自转飞行中，最难操纵、最危险的阶段是自转着陆，若处理不当，很容易造成事故。在着陆前，要选择好着陆场地。场地应是平坦、较松软的草地或沙土地，场地的面积视直升机不同而定，一般大型直升机要求的着陆场地要大些，小型直升机则小一些。场地的长度一般为200～400m，宽度50～80m。

进入自转着陆的飞行高度一般是30～50m，飞行速度接近续航速度。在此高度上，驾驶员调整好飞机状态后，开始后带杆，推杆、提距、放距等一系列动作。算例直升机在适航取证过程中，曾在景德镇和西宁（海拔高度2200m）两地进行了几十次的自转着陆飞行试验，图6－9中给出在景德镇，飞行高度30m、飞行速度90km/h、发动机关车时的飞行

试验结果。

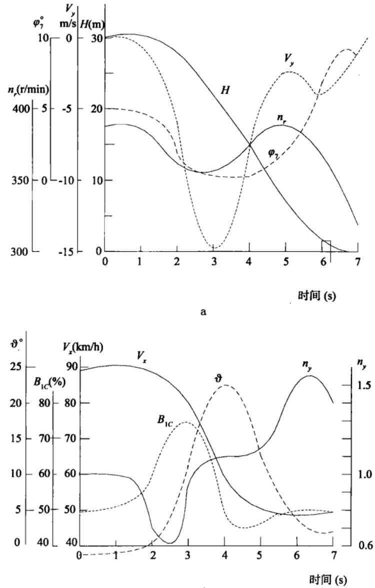


图 6-9　算例直升机在自转着陆时各参数随时间的变化

n_r. 旋翼转速　φ_7. 总距　V_y. 垂直速度　H. 高度

ϑ. 俯仰角　B_{1c}. 纵向操纵，前限为 0%　V_x. 前飞速度

n_y. 垂直过载

从图 6-9a 可见，在 $H = 30$m 高关车后，约经 6.5s 接地，在关车后，总距 φ_7 放到最低，几乎同时后带杆 B_{1c}，后带杆量相当大，占总行程的 25% 左右，即 6.5°。后带杆使桨盘后倒，桨盘迎角增加，旋翼气动合力矢量增加并后倒，使向后的力增加，此力使直升机

减速，使 V_x 从 90km/h 减到 50km/h，并使直升机抬头 ϑ。直升机在着陆时向前的速度不能太大，因地面不平或因飞机姿态不是水平而碰到障碍物时，速度大时很容易造成飞机损伤。通常，此速度控制在 70km/h 以内，越小越好。由于直升机的俯仰阻尼大，带杆后直升机反应有一个时间滞后，俯仰角 ϑ 经 1 ~ 2s 才能达最大值。由于后带杆量大，最大俯仰角达 23°。从图 6 - 9 中可见，俯仰角的峰值比后带杆量的峰值滞后约 1s。在着陆前，俯仰角应接近等于零，若抬头过大，尾撑易触地，且驾驶员视界受影响；若低头过大，由于飞机向前的惯性很大，前起落架受力很大，易损坏，且很容易前翻，这是很危险的。所以，在着陆前飞机姿态应接近水平，略抬头，为此，驾驶员应前推杆。在离地约 10 ~ 12m，驾驶员要提距，即所谓的“瞬时提距”，在着地时总距应提到接近最大，提距时间约 2s，提距量约 9°，在总距最大时直升机落地，垂直下降速度才能最小；提距引起的过载 n_y 约 1.55，引起的旋翼转速 n_r 下降约 60r/min，转速下降越大，说明旋转动能被旋翼吸收的越多。着陆时的垂直下降速度 V_y 接近于零，向前的速度 $V \approx 50$km/h，这说明这次自转着陆非常成功。

着陆后，放总距，用直升机的重量压在地面上，增大与地面的摩擦力，并后带杆，降低飞行速度，使直升机尽快停下来。算例直升机自转着陆滑跑距离在 50 ~ 120m 之间。

在着陆过程中，应特别注意风的影响。由于在着陆滑跑过程中，为减速而后带杆，这使旋翼桨盘迎角增加，而此时，旋翼转速较低，桨叶离心力较小，若桨距又较大，则在迎面风的作用下，桨叶很容易扬起，然后下坠，甚至碰到上、下限动块，造成桨毂损伤，甚至桨叶打到尾梁。

直升机自转着陆阶段的操纵规律、操纵时间的把握非常重要，掌握不当则很容易出现危险。不同机型，甚至同一机型，飞行重量不同、着陆场地高度不同，瞬时提距的提距量和提距时间亦不同，仿真试验表明，飞行重量越大、着陆场地越高，则提距量越大，提距时间越早。

6.7 直升机的高度 - 速度包线（$H - V$ 图）

高度 - 速度包线（$H - V$ 图）是指直升机在起飞或着陆时，在近地面上空发动机停车后，直升机不能进行安全着陆的区域，该区域又称回避区、危险区，分为低速区和高速区两部分，两部分的中间区域形成一个安全起飞通道，如图 6 - 10 所示。从图中看到，低速区的关键点是：A、C、D 三点。

对于高速区，尚难于准确确定，通常以飞行速度大于 100km/h，飞行高度低于 15m 作为高速回避区。

低速区则是本节研究的重点。由于安全着陆的实际能力取决于直升机的自转性能和飞行员的技术水平，所以，低速区的高度 - 速度图只有通过飞行试验才能准确确定。但在进行这些试验之前，可把飞行经验和理论分析两种考虑结合起来，以得出第一次近似值。

在起落架设计能力范围内，直升机的着陆能力受高度和前飞速度的初始组合限制，这些界限就是高度 - 速度图。

在美国，确定高度 - 速度图有两套不同的基本规定，美国联邦航空局（FAA）规定，沿 $H - V$ 图上边界，发动机失效后驾驶员的反应滞后时间为 1s，而沿 $H - V$ 图下边界则没

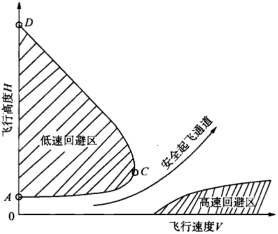


图 6－10　直升机的高度－速度图

有驾驶员的反应滞后时间。另一方面，美国军方规定在 $H-V$ 图的所有点上驾驶员的反应滞后时间均为 2s。

6.7.1　单发直升机的 $H-V$ 图的确定

FAA 为了给出 $H-V$ 图的确定方法，在 1967 年用三架装有一台发动机的单旋翼直升机在不同海拔高度场地进行了一系列的飞行试验，由熟练的飞行员进行飞行，要建立某一给定直升机的高度－速度图，必须找出图 6－10 中低速区的三个关键点：A、D、C 三点，即低悬停高度 h_{lo}，高悬停高度 h_{hi}，临界高度 h_{crit}和临界速度 V_{crit}。

确定高度－速度图，比较常用、便捷的方法是在大量的飞行试验基础上通过整理得出的半经验半理论的方法，见参考文献［8］。下面予以介绍。

1. 确定 A 点

A 点是 $H-V$ 图的最低点，其悬停高度 h_{lo}值可通过下面两个假定来计算：

（1）驾驶员是机敏的，能立刻建立起相应于起落架设计下沉速度的下沉率。

（2）因旋翼转速而具有的动能可提供相当于有地效悬停所需的功率，且 $\dfrac{C_T}{\sigma}$ 值不超过 0.4。

则得出的方程为

$$H_A = \frac{V_d J\Omega^2\left(1 - 2.24\sqrt{\dfrac{C_T}{2\sigma}}\right)}{2000N_{re,ige}}$$

式中：V_d——起落架设计的下降速度（m/s）；

J——旋翼的转动惯量（kg · m²）；

$N_{re,ige}$——有地效需用功率（kW）。

从上式可见，H_A 与 V_d，J 和 Ω^2 成正比，而与 $N_{re,ige}$成反比，这给改变 H_A 指出了方向。

2. 确定 C 点

C 点是 $H-V$ 图的拐点，鼻部点。C 点的高度 H_C 一般在有关规范中给定，如民用飞机，通常取 $H_C = 95\text{ft} \approx 30\text{m}$；而军机，通常取 $H_C = 120\text{ft} \approx 36\text{m}$；$C$ 点的速度 V_c（等于 V_{cr}）可根据平飞需用功率最低点的速度 V_{min} 和 $\frac{c_L}{\sigma}$，按图 6-11 求出。

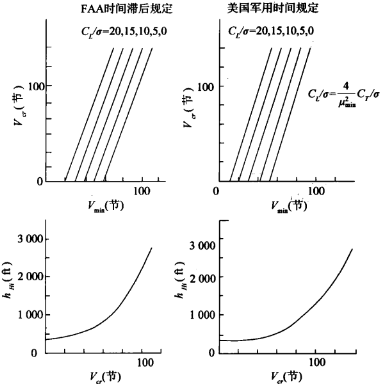


图 6-11 高度-速度图的参数

3. 确定 D 点

D 点是 $H-V$ 图的最高点，此点空速为零。D 点的高度 H_d（等于 h_{Hi}）按图 6-11 由 V_{cr} 求得。

4. 确定 $H-V$ 图的上、下边界

当 A、C、D 点确定之后，根据下式确定 $H-V$ 图的上、下边界：

上边界

$$h_{x1} = x_1(H_C - H_D) + H_D$$

下边界

$$h_{x2} = x_2(H_C - H_A) + H_A$$

x_1, x_2 根据广义的高度-速度图（$H-V$ 图）（图 6-12）确定。为便于使用，下表给出 x_1, x_2 的具体坐标值。

$\frac{V_X}{V_C}$	0	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9	1.0
x_1	0	0.065	0.135	0.205	0.275	0.35	0.43	0.518	0.615	0.74	1.0
x_2	0	0	0	0.01	0.025	0.05	0.092	0.157	0.25	0.435	1.0

按上述方法求出的高度－速度图（$H-V$ 图），只是一般的求法，不够细腻，对于具体的直升机，应根据实际情况处理。

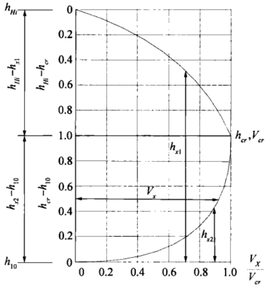


图6－12　广义的高度－速度图（$H-V$ 图）

6.7.2　双发直升机的 $H-V$ 图的确定

对装有双台发动机的直升机，当一台发动机停车后，还有一台发动机继续工作，因此，装有双台发动机直升机的高度－速度图比装一台发动机直升机的高度－速度图小的多。图6－13示出装有双台发动机的某直升机的高度－速度图，从图中可见，在海平面标准状态，一台发动机停车后，另一台发动机仍可按正常重量做有地效悬停，则没有一台发动机停车后的 $H-V$ 图；而在4000ft，95 ℉，一台发动机停车后直升机不能单发悬停，此时才有一个小的一台发动机停车后的 $H-V$ 图。从图中还可以看到，随着高度的增加，双发停车时的 $H-V$ 图明显增大。

1. A 点的确定

$$H_A = \frac{V_D J\Omega^2 \left(1 - 2.24\sqrt{\frac{C_T}{2\sigma}}\right)}{2000(N_{re,ige} + N_{av})}$$

式中：N_{av} —— 一台发动机的可用功率；

$N_{re,ige}$ ——有地效需用功率。

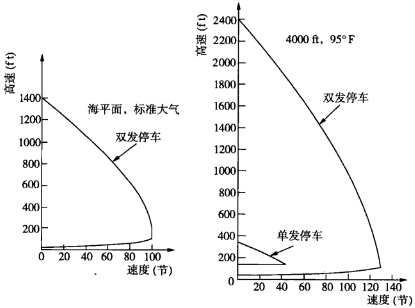


图6-13 双发直升机的 $H-V$ 图

2. C 点的确定

C 点的高度 H_C 通常取 $H_C=50\text{ft}\approx15\text{m}$。

C 点的速度 V_C 推荐取剩余功率能保持的下降率等于起落架设计下沉速度 V_D 时的前飞速度的一半，即在

$$V_D = \frac{1000\zeta}{mg}(N_{re}-N_{av})$$

然而，按上述方法求得的 V_{cr} 偏小，以“海豚”直升机为例，$V_{cr}=30\text{km/h}$，恰好等于 V_D 所对应的前飞速度，而不是一半。

3. D 点的确定

根据求得的 V_{cr} 按图6-11确定 H_D。

4. 确定 $H-V$ 图的上、下边界按6.7.1来确定。

6.7.3 一台发动机停车后的飞行

对于装有多台发动机的直升机，如果在起飞或着陆过程中，突然一台发动机停车，直升机该如何办？是继续飞行还是立即着陆，美国联邦航空条例FAR29将这种情况分为两类：A类和B类。

1. A类

A类是指如在起飞过程中一台发动机停车，可继续起飞，也可着陆；若在着陆过程中一台发动机停车，可继续着陆，也可复飞。

按着A类执行的直升机就存在一个起飞或着陆的临界决策点的问题，即在哪个高度、多大速度上做出决策，应采取哪种飞行方式，此临界决策点必须在单发停车时的高度-速度图之外。

起飞时，一台发动机在起飞决策点之前停车，必须停止起飞，在这个决策点上和这个决策点之后停车，可按一定程序，利用剩余功率（一般是使用最大应急功率状态）继续起飞；在着陆时一台发动机在着陆决策点之前停车，可继续着陆，也可按一定程序，利用剩余功率（一般是使用最大应急功率状态）复飞，在这个决策点上和这个决策点之后，一台发动机停车，直升机必须立即着陆。

2. B 类

对于按着 B 类执行的直升机，在设计时，一台发动机停车后不要求有复飞能力，因此，不管直升机是在起飞、飞行和着陆过程中，出现一台发动机停车，都要立即着陆。

6.8 直升机高度 - 速度包线的飞行验证

直升机在空中飞行，若飞的较高，一旦发动机停车，飞行员可有足够的时间操纵飞机，使飞机以最佳状态进入自转着陆；若飞的较快（接近续航速度），则直升机需用功率较低，一旦发动机停车，直升机可以以较小的垂直下降速度着陆，也就是说，直升机飞得高些、快些，也就相对安全些。那么在高度多低、速度多大时自转着陆才是安全的呢？其极限值就是通常所指的高度 - 速度包线。它是直升机适航取证过程中最最危险的试飞科目。极限高度 - 速度包线，通常如图 6 - 10 所示，关键点有：A、C、D 三个点。也有四个点的，如算例直升机（图 6 - 14）。$H-V$ 图中的 A、C、D 三个点还是 A、B、C、D 四个点，均是高度、温度、飞行重量的函数，若高度、温度、重量增加，则 $H-V$ 图放大。所以，在试飞时应考虑场高、大气情况。在直升机飞行手册中，通常给出 C、D 点随高度、温度、飞行重量变化的曲线，使用时可直接查曲线。

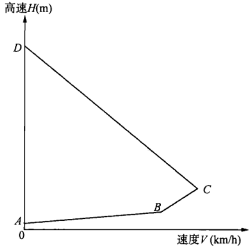


图 6 - 14　算例直升机的 $H-V$ 图

下面以算例直升机为例，分别分析 A、B、C、D 四点的试飞验证。

1. C 点的验证

对单发直升机，C 点的一般高度 $H_C = 30 \sim 35\text{m}$，速度 $V_C =（90 \sim 100）\text{km/h}$，对算例直升机，$H_C = 30\text{m}$，$V_C = 93\text{km/h}$。$C$ 点的验证一般考虑三种情况：

（1）C 点平飞时发动机的突然停车。

（2）起飞到 C 点时发动机的突然停车。

（3）下降着陆过程中在 C 点时的发动机突然停车。

上述三种情况相比较，以第三种情况最为危险，因为在下降时直升机有一向下的速度分量，减少了飞行员的操作时间；反之，第二种情况相对危险性较小。

在 C 点发动机停车后，旋翼的反扭矩消失，而尾桨距还处在原来位置，在尾桨力的作

用下，左旋旋翼直升机出现机头右偏，飞行员必须立即蹬舵，纠正偏航，保持航向。为降低前飞速度，飞行员急骤后带杆，后带杆量占全部纵向操纵范围的20% ~30%，后带杆转速增加，直升机抬头25°左右。后带杆，旋翼合力的垂直分力减小，使直升机下降速度变大。为在着陆时直升机姿态接近水平，飞行员要前推杆，在离地8 ~10m，飞行员提距，一般要增距8°以上。在触地时总距达最大值。瞬时提距效果视触地后转速的下降多少来判断，转速下降越多，说明提距效果越好，旋翼的旋转动能转换为制止直升机下降的势能越多。如果这一系列动作做得好，触地速度可在1m/s以下，甚至接近为零。

自转着陆的最关键参数是触地时的垂直下降速度，尽管使用了数字摄影机，记录了整个着陆的全过程，从录像资料看，确实可找到着陆时的下降速度，但该数据不一定是我们需要的，因为直升机在前进，记录的着陆点很可能是起落架擦地皮的一点，在此点并没有产生严重载荷，所以通常将起落架或尾梁上过载最大的那一时刻，作为着陆时间。相应的触地速度为我们所需要的。

算例直升机在C点试飞中，从关车到着陆需6 ~7s。在此期间，飞行员要完成：降总距、蹬舵（保持航向)、后带杆（减速)、推杆（保持姿态水平)、提距、降距等6个动作。那个动作不到位和操作时间不当，都会产生严重后果。

算例直升机C点试飞主要结果如下：

水平着陆速度　50km/h　　垂直着陆速度　小于1m/s

最大过载　1.5　　转速差　70r/min

提距量　8°　　带杆量（占全行程）　26%

最大俯仰角　25°

2. B点的验证

在$H-V$图的适航验证试飞中，以B点为最危险，因为该点离地高度约8m，而飞行速度为74km/h，一旦在该点停车，没有足够的时间完成（关车→放总距→脚蹬→保持航向→后带杆减速→推杆，机身姿态水平→提总距→着陆，放总距等）一系列动作就着陆了，这样会很容易触地出事；另外，在完成此科目时，由于飞行员心理紧张，也容易出事。从算例直升机的试飞结果来看，从关车到着陆仅用4.2 ~4.6s，在这么短的时间完成6个动作，飞行员必须进行充分的训练，不加思索、机械地去动作。而且要保证动作准确、到位，任一动作完成不好，其后果都不堪设想。

B点的试飞只验证起飞状态，是在起飞过程中可能出现的情况。在试飞时，直升机在距机场100 ~200m处起飞，加速、爬升到8m，速度为74km/h时关车。

在试飞时，由于离地高度低，机身长，急剧后带杆，机身急剧抬头，要特别注意机身尾部不要碰地。

算例直升机B点试飞主要结果如下：

水平着陆速度　63km/h　　垂直着陆速度　小于1m/s

最大过载　1.37　　转速差　110r/min

提距量　9°　　带杆量（占全行程）　36%

最大俯仰角　25°

3. D点的验证

D点是$H-V$图中的最高点（对算例直升机，$H_D=152\text{m}$)，飞行速度为零，一旦在该

点停车，如果飞行员不立即向前猛推杆加速，直升机很可能进入涡环状态，在涡环状态，由于气流紊乱，致使直升机振动大、旋翼升力变化无常、消耗功率大，当采用提总距制止下降速度时，直升机反而下降更快，采用放总距、前推杆可冲出涡环状态，但必须有足够的高度，这高度就是 D 点的高度。在 D 点飞行验证，由于猛前推杆，甚至推到全行程的10%位置，直升机产生很小过载，甚至会出现负过载。算例直升机试飞 D 点时，曾出现 -0.23的最小过载，这在国内是最低的。直升机在推杆加速过程中，飞行高度不断下降，当速度和高度达到 C 点或 B 点时，D 点的高度 H_D 等于下降高度 ΔH 加 C 点（或 B 点）高度，即 $H_D = H_C + \Delta H$，因为 C（或 B）点已飞行验证。

在试飞前，最好预估出涡环的边界，评估方法见第九章，通过实测的前飞速度和下降速度，评估距涡环边界差多少。在试飞中，为确保飞行安全，可通过 $H-V$ 图上边界之外的点向 D 点逼近。

4. A 点的验证

A 点是 $H-V$ 图的最低点（对算例直升机，$H_A = 2.5\text{m}$），在该点一旦停车，常常是飞行员来不及反应就落地了。所以该点的最大高度取决于起落架所允许的最大触地速度，当然，还与旋翼的转动惯量和转速有关。在试验时，有两种方法：一是高度不变，改变直升机重量（由小到大）；一是重量不变，改变高度（由低到高）。通过分析，认为前者为好，试验简单。在试验时，首先要准确确定起落架离地高度，飞行员是通过无线电高度表来判断飞行高度的，可用摄像法得出的高度来校准无线电高度表，触地速度是个关键参数，可用录像数据求得。

试验时，当飞行员关车后，由于旋翼在旋转，并不像自由落体那样很快落地，而是轻飘飘的。在飞行员关车后，要立即蹬舵修正航向，以免落地时翻滚，为使触地速度最小，飞行员可在下落过程中提距。

试验时，直升机要迎风，离地高度不变（H_A），重量从小到大增加。算例直升机试验时，在草地上，取1600kg，1800kg，2000kg 三个重量。

A 点飞行验证，不但是验证起落架的强度，同样也是对尾梁的严峻考验，所以试验时必须注意尾梁根部的应力变化。判断应力变化趋向，有时，常常是尾梁先破坏。

6.9 在无动力 V_{NE} 和 $1.1V_{NE}$ 速度下最大、最小转速的验证

适航条例要求，要在无动力 V_{NE} 的速度下，验证极限最大转速——无动力时最大转速的1.05倍，即 $1.05n_{max}$，对于算例直升机，$n_{max} = 430\text{r/min}$，则要验证的极限最大转速为 $1.05 \times 430 = 451\text{r/min}$，还要验证极限最小转速——无动力最小转速的0.95倍，即 $0.95n_{min}$，对于算例直升机，$n_{min} = 320\text{r/min}$，则要验证的极限最小转速为 $0.95 \times 320 = 304\text{r/min}$。同时条例还要求要在 $1.1V_{NE}$ 情况下验证最大和最小转速，对于算例直升机，$n_{max} = 430\text{r/min}$，$n_{min} = 320\text{r/min}$。

直升机以 V_{NE} 和 $1.1V_{NE}$ 速度做无动力飞行，就是极限速度下的危险飞行，在此速度飞行，总距最小、下降速度最大，如果在做最大、最小转速验证，其危险程度可想而知。

直升机在自转时的转速希望控制在正常转速范围，转速过大，说明下降速度过大，会

给着陆带来危险；转速过小，说明旋翼总距过大，翼剖面迎角过大，一旦失速，旋翼升力剧减，其后果不堪设想。转速控制主要是通过提总距或放总距来实现，提总距则转速下降，反之则转速上升，而直升机的最小总距通常是由自转确定的。最小总距的极端情况是：最小重量，最冷天气的大速度自转。所以在该科目试飞前，要估算总距的范围是否足够，如不够则要调整总距范围。

飞行员在验证最大转速时，一般是将总距放到最小，然后保持，当转速接近最大转速时则提总距。在验证时应特别注意提距的时间，如果达到最大转速时再提距，则转速已超过最大转速，这是因为转速对提距的反应有个滞后，旋翼旋转有个惯性。众所周知，桨叶的离心力与旋翼转速的平方成正比，在1.05 n_{max}转速时，桨叶承受巨大的离心力，在此力作用下很可能造成桨毂元件的损伤，所以在飞行中若发现超过最大允许转速，则应按维护要求，对关键部件、关键部位进行检查，甚至更换某些零部件。

飞行员在飞行验证最小转速时，采用急骤提总距并保持来实现。同样，不能等达到最小转速时再放距，这样最小转速会更小。直升机的振动水平、铰链力矩通常随μ（前进比）的增加而增加。在无动力V_{NE}做最小转速试验时，由于$\mu = V_{NE}/R\Omega$，Ω下降，μ增加，甚至会出现很大的μ值（相当于极限前飞速度时的μ值），将导致直升机振动增加，铰链力矩增加，算例直升机试飞结果表明，此种情况铰链力矩最大。

总之，在做最大、最小转速试验时，最大转速会引起桨毂元件损伤，最小转速会产生过大铰链力矩，在试飞时，如果超过规定转速，上述任何一种情况出现都会产生严重后果，因此，试飞时要采用循序渐进，切忌一步到位，要特别注意提距或放距时间。

6.10 从有动力 V_{NE} 向无动力 V_{NE} 的过渡

直升机在前飞时需用功率N_{re}随飞行速度V的变化如图6－4所示（算例直升机）。从图6－4中可见，当$V>100$km/h时，需用功率N_{re}随V的增加而增加，在V_{NE}速度时，直升机向下俯冲，此时其需用功率等于最大平飞速度时的功率。图6－5给出在自转时垂直下降速度V_Y随飞行速度V的变化，从图中可见，当$V>100$km/h时，V_Y随V的增加而增加。

直升机的有动力V_{NE}是一很高的飞行速度，如算例直升机，在压力高度$Hp=1000$m，$V_{NE}=260$km/h，而无动力V_{NE}的速度相对比较低，在$Hp=1000$m，$V_{NE}=207$km/h，二者相差53km/h。当直升机以有动力V_{NE}速度飞行时，总距、尾桨距都相当大，前推杆量几乎达到允许的最前限，从图6－4可见，直升机的需用功率相当大，约等于发动机的最大连续功率，一旦发动机停车进入自转，从图6－6可见，总距必须很快降到很低位置（2～3°），以保持转速；为保持航向，从图6－7可见，尾桨距要调到负值。由于飞行速度大，需用功率大，一旦发动机停车，必然产生相当大的垂直下降速度（图6－5），过大的垂直下降速度是很危险的。同时也要防止下降速度过小而引起转速过低，过低转速会出现过高的前进比μ，在V_{NE}时，前进比μ已很高了，过低转速会使前进比更高，从而带来铰链力矩突增、振动增大、难于操纵等一系列问题，同样也是很危险的。在V_{NE}，由于飞行速度和下降速度都很大，使平尾产生一相当大的低头力距，为平衡此力距，飞行员要后带杆；为减小前飞速度，减小垂直下降速度，飞行员也必须后带杆。其带杆量很大，约为总行程的一半。若带杆量太大，带杆太急，必然在桨轴上产生相当大的弯距，甚至桨叶打在尾梁上，

所以，在从有动力 V_{NE} 向无动力 V_{NE} 过渡时，每个操纵动作要柔和、协调，否则，就可能出现危险。

6.11 自转指标

发动机停车后，驾驶员安全进入自转，然后由自转安全进入瞬时增距并安全着陆的能力，取决于驾驶员的技术水平、心理素质和直升机的物理特性。已经发现，有些直升机对驾驶员的技术要求很低，而有些直升机即使是熟练的驾驶员也是危险的。因此就希望能有某些简单的指标来定量表示自转特性以便比较直升机之间自转性能的好坏。在进入自转和由自转安全进入瞬时增距，二者都必须考虑储存在旋翼上的动能以及他的消耗率，一个合乎逻辑的指标是当量悬停时间，或者是储存的动能能提供失速前悬停所需功率的时间。

当量悬停时间 t/k，或记为 t_{dl}，则

$$t/k = t_{dl} = \frac{J\Omega^2\left(1 - \dfrac{c_T/\sigma}{8(c_T/\sigma)_{\max}}\right)}{1100N_{r,oge}}\ (\mathrm{s})$$

式中：J——旋翼转动惯量；

Ω——旋翼旋转角速度；

$N_{r,oge}$——无地效悬停旋翼需用功率（马力）。

上式中的 $(c_T/\sigma)_{\max}$ 取什么样的值没有规定，根据计算和经验，$(c_T/\sigma)_{\max} = 0.12 \sim 0.15$ 比较合理。图6－15给出了几种贝尔直升机驾驶员的定性意见和当量悬停时间的相关性。该图表明，单发直升机的设计目标至少应是1.5s才能比较满意。多发直升机的相应目标目前尚不清楚。利用上式对超级运动员496H进行了计算，若飞行重量400kg，则 $t_{dl}=2.55\mathrm{s}$，若飞行重量450kg，则 $t_{dl}=2.21\mathrm{s}$，从图6－15知，该机为最优等级，也就是说该机自转着陆能力最好，这与其飞行手册的说明一致。计算结果还表明，飞行重量越大则 t_{dl} 越小，则驾驶员评判等级有下降趋势，其实，这也符合真实情况，因为飞行重量越小，着陆越安全。

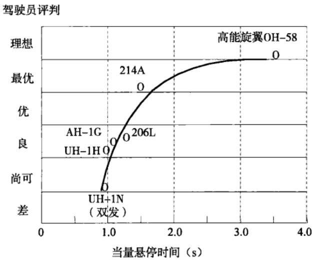


图6－15 几种贝尔直升机的自转等级

第7章　直升机的盘旋、螺旋飞行

7.1　概　述

直升机转弯飞行是最常见的飞行，直升机在水平面内转弯时，没有侧滑的转弯称之为协调转弯，或叫正确的转弯。当直升机一边在转弯，一边在上升或下降时，称之为螺旋飞行。螺旋上升的典型情况是以续航速度做螺旋上升，此时在螺旋上升状态中爬升速度最大；螺旋下降的典型情况是以部分平飞功率一边盘旋一边下降，其严重情况是在发动机停车时的自转螺旋下降，在此飞行状态中以续航速度下降时其下降速度最小。

螺旋飞行在日常飞行中经常出现，如飞行训练，飞行剖面近似个圆角矩形，飞机要进行三次小坡度的转弯飞行。如在山区飞行，由于受地形的限制，在起飞和下降时，进行螺旋爬升和螺旋下降，甚至在高山峡谷中做大坡度、很陡的螺旋爬升和螺旋下降。又如军用直升机，特别是武装直升机，为对攻击目标实施第二次打击，要求在最短的时间内返回（图7－1），在整个机动飞行中，要做减速、大坡度转弯、加速飞行等。

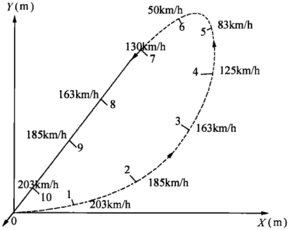


图7－1　返回目标的机动飞行

盘旋、螺旋飞行能力是直升机的重要性能指标和设计指标。现代直升机对盘旋、螺旋飞行能力提出了很高的要求，如民用直升机，要求在临界转速、以不可超越速度 V_{NE} 下做大于30°坡度角的转弯飞行时，直升机不得有过度的振动，操纵系统要有足够的操纵余量

等；对于军用直升机，特别是武装直升机，要求能对地攻击、空中格斗，具有迅速返回对目标实施第二次攻击的能力。作为一项战技指标，提出盘旋过载大于2.8即做坡度为69°的盘旋飞行。这既是对性能的很高要求，又是对结构强度的很高要求。

盘旋、螺旋飞行是军用直升机强度设计和校核的重要受载情况之一，盘旋、螺旋飞行产生的最严重载荷是直升机结构设计和强度计算的重要外载。此外，在盘旋、螺旋飞行时在旋翼系统产生较大的交变应力，对直升机寿命非常不利。

当直升机以某一角速度沿圆周做协调转弯时，同时它也以同一角速度绕其垂直轴在旋转。若直升机绕圆周转90°，则在同一时间它也绕其垂直轴转了90°（图7－2）。在转弯时，直升机的纵轴总是与转弯的圆周相切。要想得到正确的转弯，即协调转弯，飞行员必须协调好驾驶杆－脚操纵－总距杆之间的操纵，但真正实施起来是相当困难的。

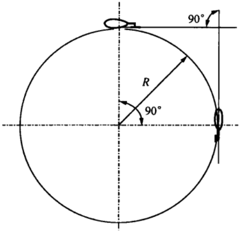


图7－2　直升机的正确转弯

7.2　协调转弯

假设直升机要进行左转弯，飞行员应蹬左脚蹬，尾桨拉力增加，使机头左偏，此时飞机横向力不平衡，向右的侧力大，飞机则出现向右的侧滑，这种与转弯方向相反的侧滑称之为外侧滑。飞行员要纠正右侧滑，就要向左压杆，如果压杆量过大，就会出现向左的侧力大于向右的力，使飞机向左侧滑，这种与转弯方向相同的侧滑称之为内侧滑。在转弯的过程中，由于机身左倾，要保证不掉高度，飞行员还要提距，确保旋翼拉力斜的垂向分力等于直升机的重量，即

$$T\cos\varphi = G \qquad (7-1)$$

要使直升机在转弯过程中不出现侧滑，即$\beta_s=0$，必须使向心力与直升机的惯性离心力相等

$$T\sin\varphi = -mV\omega \qquad (7-2)$$

式中：ω——直升机转弯的角速度；

V——飞行速度；

m——直升机质量。

由（7-1）式得

$$T = \frac{G}{\cos\varphi}$$

将上式代入式（7-2），得

$$\omega = -\frac{g}{V}\tan\varphi \tag{7-3}$$

式（7-3）说明，在飞行速度一定的情况下，要使直升机在转弯过程中的向心力与惯性离心力平衡，使$\beta_z=0$，就必须使转弯角速度ω与倾斜角φ之间满足式（7-3）的要求。如何保证直升机纵轴在水平面内以角速度ω转动呢？由图7-3可知

$$\omega_y = \omega\cos\theta\cos\varphi \approx \omega\cos\varphi\ (\text{因}\ \theta\ \text{较小},\ \cos\theta \approx 1)$$

$$-\omega_z = \omega\cos\theta\sin\varphi \approx \omega\sin\varphi$$

将式（7-3）代入上两式，得

$$\omega_y = -\frac{g}{V}\sin\varphi \tag{7-4}$$

$$\omega_z = \frac{g}{V}tan\varphi\sin\varphi \tag{7-5}$$

因而，要使直升机以角速度ω在水平面内转动，就需一方面控制尾桨距，使直升机绕其竖轴Y轴按式（7-4）规定的速度转动，同时还要操纵驾驶杆，使直升机绕横轴Z轴按（7-5）式规定的速度转动，式（7-3）、式（7-4）、式（7-5）式就是协调转弯的三个条件。为保持高度还要提总距。

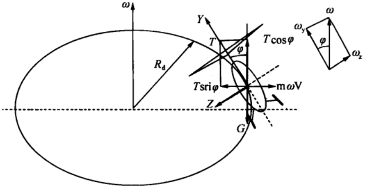


图7-3 直升机在协调转弯时的受力

总之，要完成协调转弯，必须同时操纵驾驶杆、脚蹬和总距油门杆，使三者有机的配合动作。例如要实现左协调转弯，就要向左压杆，使自动倾斜器向左偏转，直升机向左倾斜。当倾斜角达到要求时，收回驾驶杆，使自动倾斜器回中。与此同时蹬左舵，使直升机按相应的ω_y转动。为不掉高度，还要适当提总距，并向后带杆，以适应产生ω_z的要求。

7.3 直升机盘旋、螺旋飞行的特点

直升机在做常规飞行时，旋翼的气动特性已相当复杂。而直升机在做盘旋转弯的机动飞行时会更加复杂，具有以下一些特点：

（1）机身在侧倾，其航向在改变，同时机身绕体轴转动，旋翼的气动特性更加复杂。旋翼的诱导速度大小及分布、桨叶的挥舞特性以及作用在桨毂中心的力和力矩，均因机身转动而变化，因此，在计算时除考虑离心力、重力、挥舞惯性力和摆振力外，还必须考虑因转动而产生的哥氏力和陀螺力矩。

（2）直升机在做盘旋转弯飞行时，由于机身在转动，平尾、垂尾、尾桨的气动力计算应考虑因转动而引起的流场变化。由于旋翼的拉力增加，旋翼的诱导速度增加，旋翼对机翼、平尾的干扰也增加，从而引起这些部件的气动力变化。反过来，它又影响直升机在此状态下的力的平衡，因而增加了盘旋、螺旋气动力计算难度。

（3）直升机在做大速度、大坡度盘旋转弯飞行时产生大的过载，旋翼在高负载下工作，桨叶剖面迎角大。当前进比$\mu>0.3$，此时前行桨叶更容易出现压缩性效应，而后行桨叶更易出现失速和较大的反流区，速度越大，转弯坡度越大这些效应越明显，这给确定旋翼的气动载荷带来很大困难。

（4）直升机在螺旋爬升时，需要确定在某一可用功率（如主减限制功率）下的垂直爬升速度，而此速度又与该状态下的需用功率确定的准确与否密切相关，如上述，旋翼在高负载、大速度下螺旋爬升，需用功率计算困难，爬升速度准确与否，严重影响机身、平尾等的气动力，进而影响全机平衡计算。

（5）直升机在做螺旋下降时，可使用部分功率进行下降，其极端情况是自转下降。在研究螺旋自转下降时，需确定自转飞行的特点和计算方法，并给出各操纵量和垂直下降速度，计算各部件的气动参数和气动力时需考虑下降速度的影响。

7.4 盘旋、螺旋飞行时的受力分析和运动参数

假设直升机以速度 V_0，转弯半径 R_d 进行水平左转弯飞行时，则转弯角速度 ω_d 为

$$\omega_d = \frac{V_0}{R_d} \tag{7-6}$$

从式中可见，飞行速度 V_0 越大、转弯半径 R_d 越小，则 ω_d 越大；或者换个写法，将 ω_d 和 R_d 调个位置，则飞行速度 V_0 越大，转弯角速度 ω_d 越小则 R_d 越大。

在左转弯时，机身产生一个向右的离心力 F_C，为平衡 F_C 机身左倾，离心力 F_C 等于

$$F_C = \frac{G}{g}R_d\omega_d^2 = \frac{G}{g}\cdot\frac{V_0^2}{R_d} \tag{7-7}$$

从式中可见，离心力 F_C 与飞行重量 G、转弯角速度 ω_d 的平方成正比，或与飞行速度 V_0 的平方成正比，而与转弯半径 R_d 成反比。

在转弯时机身侧倾，侧倾角为 φ，旋翼气动合力 T 也侧倾，其垂直分量应与直升机重量 G 相平衡（图7-4），即

$$T\cos\varphi = G$$

其水平分量应与离心力 F_C 相平衡，即

$$F_C = T\sin\varphi = G\tan\varphi \tag{7-8}$$

这样，旋翼总拉力 T 将大于直升机重量。旋翼拉力与重量之比称为过载 n，有

$$n = \frac{T}{G} \tag{7-9}$$

或以侧倾角 φ 表示，得：

$$n = \sqrt{1+\tan^2\varphi} = \frac{1}{\cos\varphi} \tag{7-10}$$

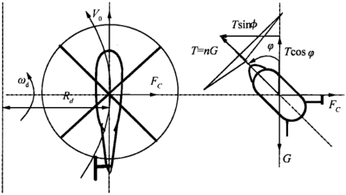


图7-4 水平转弯时各个参数之间的关系

侧倾角 φ 与过载 n 的关系如图7-5所示。从图中可见，当侧倾角 $\varphi=60°$时，则过载 $n=2$，而当侧倾角 $\varphi>60°$时，侧倾角稍有增加则过载急剧增加。飞行实验表明，侧倾角 $\varphi>60°$的飞行是不稳定的，因为在机动飞行时飞行员很难准确控制侧倾角。

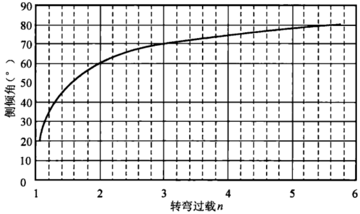


图7-5 侧倾角随转弯过载 n 的变化

现代直升机，特别是武装直升机，对直升机机动能力提出很高要求，如要求盘旋转弯过载2.8，由图7-5知，侧倾角 $\varphi=69°$。这是一个非常大的倾角。此时发动机发出的功

率一般不足以支撑2.8倍重量时的需用功率，飞机必然处于掉高度状态。

顺便说明，图7-5是理论计算得到的，实际飞行表明，在同样过载下实测侧倾角还要比计算值大一些。

根据上面导出的（7-10）式，还可将过载改写成转弯角速度ω_d和飞行速度V_0的函数：

$$n = \sqrt{1 + \left(\frac{V_0 \omega_d}{g}\right)^2} \tag{7-11}$$

这样，转弯半径为

$$R_d = \frac{V_0^2}{g\sqrt{n^2 - 1}} \tag{7-12}$$

根据上述公式，得出在不同飞行速度下，转弯半径随侧倾角的变化（图7-6）。从图中可见，在同一侧倾角下，飞行速度越大，则转弯半径越大；若转弯半径一定则飞行速度越大侧倾角越大。在规划无人直升机飞行航迹时，就要考虑这三者之间的关系。

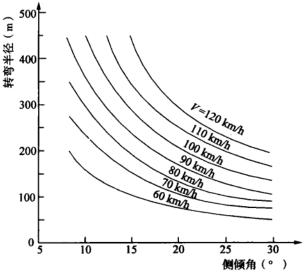


图7-6 在不同速度下，转弯半径随侧倾角的变化

7.5 尾桨拉力的影响

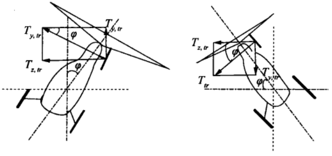
无论是左转弯，还是右转弯，尾桨拉力始终指向同一方向，左旋旋翼指向左，右旋旋翼指向右。由于转弯方向不同，尾桨拉力可指向左上（或右上）方也可指向左下（或右下）方。由于指向不同它将影响直升机的纵向平衡和横向平衡，还将影响整个直升机的需用功率。

以左旋旋翼为例，在右转弯时，机身右倾，尾桨拉力指向左上方（图7-7a），其垂直分量$T_{y,tr}$指向上，它对直升机产生一低头力矩；在左转弯时，与之相反，尾桨拉力的垂直分量$T_{y,tr}$指向下，它对直升机产生一抬头力矩（图7-7b）。若以$\varphi = 30^{\circ}$倾角转弯时，

尾桨拉力的垂直分量 $T_{y,tr}$ 等于尾桨拉力的一半：

$$T_{y,tr} = T_{tr}\sin 30° = 0.5T_{tr}$$

尾桨拉力的较大的垂直分量乘以大的力臂（约大于旋翼半径和尾桨半径之和），将产生大的力矩，此力矩将对纵向平衡如纵向操纵和俯仰角有较大的影响。



a.右转弯　　b.左转弯

图7-7　在左、右转弯时尾桨的力

俯仰角的改变将导致转弯速度的改变，如俯仰角增大则速度减小。所以，要保持一给定速度，应适当地改变纵向操纵杆量。如果转弯倾角过大，就会出现没有足够的操纵储备来实现正确转弯，所以适航条例规定，在以最大平飞速度做30°盘旋转弯时要检查是否有足够的操纵储备。此外，有的直升机还规定有动力和无动力时的最大倾角限制，此限制是由旋翼过载能力所决定的。如果在左、右转弯时，飞行员试图保持同一给定俯仰角，那么，他应改变速度。因为在左、右转弯时俯仰角是不同的。

直升机在左、右转弯时，纵向平衡与俯仰角有关，横向平衡也与侧倾角有关。对于左旋直升机，在右转弯时，机身右倾，尾桨拉力指向左上方，尾桨拉力对重心的力矩($T_{tr}h_2$)使直升机向左倾转（图7-8a），力图阻止向右倾，使倾角减小。在左转弯，机身左倾，尾桨拉力指向左下方，尾桨拉力对重心的力矩（$T_{tr}h_2$）使直升机向左倾转（图7-8b），从而使倾角增加。所以，由于尾桨拉力的作用，在左、右转弯时将出现不同的侧倾角。此时，飞行员可进行操纵干预，并建立相同的侧倾角，而不改变转弯时的飞行速度。

为了在右转弯时得到与左转弯相同的侧倾角，要求飞行员在右转弯时，旋翼拉力的向右分量大于左转弯时旋翼拉力的向左分量。因为可得到指向转弯中心的大的旋翼拉力水平分量 T_Z。

在右转弯时的直升机力矩平衡方程：

$$T_Z h_1 = T_{tr} h_2 + T_Y h_3$$

可得

$$T_Z = \frac{T_Y h_3 + T_{tr} h_2}{h_1}$$

而在左转弯时，有

$$T_Z = \frac{T_Y h_3 - T_{tr} h_2}{h_1}$$

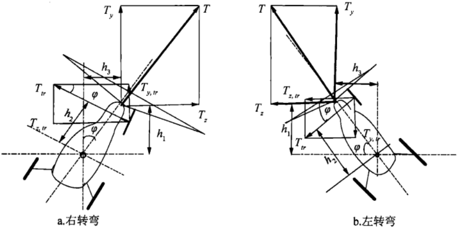


图 7－8　在转弯时直升机的横向平衡

因左、右转弯时 h_1 相等，则从上面方程可清楚地看到，右转弯时的 T_z 大于左转弯时的 T_z，所以，在右转弯时，要求旋转锥体和旋翼气动力作用方向向右侧有较大的倾斜。事实上，在左、右转弯时，旋翼拉力分量 T_y 必须相等，即 T_y 等于直升机重量，那么旋翼的总拉力 T 在右转弯时应大于左转弯。在右转弯时旋翼要产生较大的拉力，就要求提供比左转弯大的功率。

图 7－9 给出在盘旋时某左旋旋翼直升机需用功率随侧倾角的变化，从图中可见，直升机无论做左转弯，还是做右转弯，都比以同一速度水平飞行（侧倾角等于0）时的需用功率大。而以同一侧倾角转弯时，左转弯的需用功率高于右转弯，因为左转弯时尾桨升力有一向下分量，为克服此分量旋翼升力要大一些，消耗的功率要大一些。理论分析是这样，然而从图中可见，只有在大侧倾角（如 $\varphi=50^{\circ}$）时左盘旋的功率才明显大于右盘旋。小于 10°的左转弯与以同一速度的水平飞行相比，需用功率增加不明显。

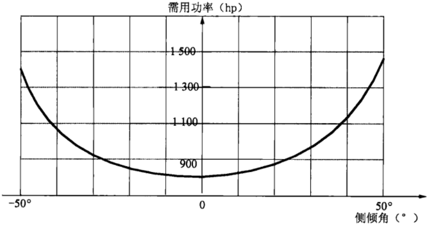


图 7－9　在盘旋时某直升机需用功率随侧倾角的变化

注：1hp＝745.7W。

在右转弯时，水平分量 T_Z 大于左转弯的 T_Z。在此情况下，这些力是向心的，其值决定转弯半径。在此基础上，右转弯的转弯半径小于左转弯。

由式（7-7）知，离心力 F_C 为

$$F_C = \frac{mV_0^2}{R_d}$$

则

$$R_d = \frac{mV_0^2}{F_C} = \frac{mV_0^2}{T_Z}$$

在同一前飞速度，我们比较左、右转弯。由于右转弯 T_Z 大于左转弯的 T_Z，所以右转弯的半径小于左转弯，那么完成右转弯的时间小于左转弯。转弯时间 t 为

$$t = \frac{2\pi R_d}{V_0}$$

右转弯的过载将大于左转弯，因为右转弯时旋翼的总拉力比左转弯大。过载公式见式（7-9）~式（7-11）。需特别指出的是：在左、右转弯时，需用功率、转弯半径、转弯时间和过载等的差别是不明显的，特别是在小坡度转弯时。因此，在小坡度转弯飞行员几乎没有察觉，但大坡度转弯飞行员感觉是明显的。

7.6　陀螺力矩的影响和转弯时的操纵

7.6.1　陀螺力矩的影响

直升机在进入（或退出）盘旋转弯时，由于机身在滚转 ω_x，是牵连运动；旋翼（和尾桨）相对机身在旋转 Ω_y，为相对运动。两个转动基本相互垂直从而产生陀螺力矩 M_{tl}。它具有独特的陀螺特性——进动，因为旋翼（和尾桨）在旋转过程中构成动力陀螺。

进入左转弯，要向左压杆，直升机向左滚转，此时旋翼轴将随飞机有一绕纵轴的角速度 ω_x 出现，其矢量沿直升机纵轴指向后，旋翼旋转角速度 Ω 的矢量指向下（左旋旋翼）。依据产生陀螺力矩的规律，此时旋翼产生的陀螺力矩矢量沿直升机横轴指向左。直升机在此陀螺力矩的作用下，将绕横轴转动，使机头下俯，沿纵轴方向的向前拉力增大，从而出现增大前飞速度的趋势。所以，在向左压杆的同时应向后带杆进行修正。

直升机处于稳定转弯（盘旋）以后，旋翼轴方向基本不变，即 $\omega_x \approx 0$，陀螺效应也就基本消失。

退出左转弯，要向右压杆，直升机向右滚转，旋翼产生的陀螺力矩矢量恰好与进入左转弯时相反。它使机头上仰，使沿纵轴方向的向前拉力减小，从而有减小前飞速度的趋势。因此，在向右压杆的同时应向前顶杆进行修正。

直升机进行右转弯，驾驶杆的操纵则与左转弯时刚好相反，即：进入时，在向右压杆的同时，为防止机头上仰，要向前顶杆；在退出时，在向左压杆的同时，为防止机头下俯，应向后带杆。

在实际操作中，进入或退出转弯时，旋翼产生的陀螺效应有时表现得很明显，有时表现得就不明显，这主要与操纵的动作有关。因为陀螺力矩的方向如图7-10所示，其大小为

$$M_{tl} = J_R\omega_x \times \Omega$$

所以，若动作粗猛，ω_x 增加，从上式看，M_{tl} 增大，陀螺效应就明显；若动作柔和，ω_x 较小，M_{tl} 也就较小，陀螺效应也就不明显。

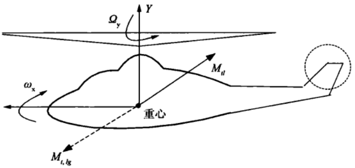


图 7－10　直升机的陀螺力矩

7.6.2　左、右转弯时对挥舞的影响

从图 7－11 可以看出，平飞时，旋翼桨盘左边气流速度的增加与桨盘右边气流的减小在数值上是相等的。在左转弯时，桨盘左、右两边相对气流速度的增大和减小的数值是不相等的，且减小的数值比增加的数值要大些。在右转弯时，桨盘左、右两边相对气流速度的增大和减小的数值也是不相等的，且增大的数值比减小的数值要大些。

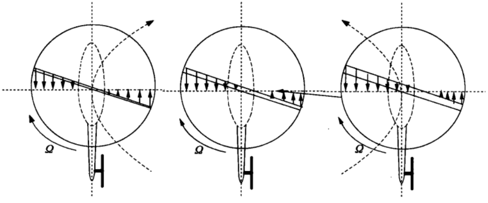


图 7－11　直升机在平飞和左、右转弯时桨叶的相对气流分布

在上述三种情况下，由于桨盘上相对气流速度分布不同，桨叶的自然挥舞特性也就不同。由第四章知，在稳定前飞过程中，桨叶左、右两边气流速度差越大，左、右两边的桨叶剖面迎角变化也就越大。也就是说，桨叶自然挥舞的程度越明显，旋翼锥体后倾也就越大。在 4.4.2 中给出滚转角速度 ω_x 对挥舞角的影响：

$$\Delta a_1 = \frac{\frac{\omega_x}{\Omega}}{1 - \frac{1}{2}\mu^2}$$

$$\Delta b_1 = -\frac{\frac{8\omega_x}{k\gamma_b\Omega}}{1 + \frac{1}{2}\mu^2}$$

从上式可见，对于左旋旋翼左转弯，ω_x 为正，Δa_1 为正，所以，左盘旋时旋翼的后倾角比平飞时要大，这样旋翼拉力和桨毂力矩后倾产生抬头力矩，使直升机上仰，为平衡此力矩要向前推杆。而在右盘旋时，旋翼的后倾角比平飞时要小，这样旋翼拉力和桨毂力矩前倾产生低头力矩，使直升机下俯，为平衡此力矩要向后带杆。从上式还可看到，左旋旋翼左转弯，Δb_1 为负，桨盘右倾，力图阻止左转弯时的机身左倾。

7.6.3 转弯时的操纵

做任何转弯时，必须在转弯时协调操纵驾驶杆和脚蹬。转弯时，机身倾斜，旋翼产生大于飞机重量的过载，为了保持飞行高度不变，驾驶员通过提总距（油门杆）来增加升力和增加发动机的功率，功率增加，旋翼反扭矩增加，为平衡此扭矩尾桨距增加。在完成给定滚转角后，通过反方向压杆来中止直升机侧倾。于是，驾驶杆保持在这个位置，在此位置直升机与给定的滚转角平衡，而且飞行速度沿着飞行航迹。

当直升机进入右转弯时，旋翼的陀螺力矩产生抬头力矩，在进入转弯过程中此力矩一直作用着。因此，需前推杆来克服这个力矩（最好在进入转弯前借助前推杆来压直升机）。一旦建立的侧倾角为常值，这个力矩就消失，直升机将低头，并与来自尾桨拉力的垂直分量所产生的附加低头力矩相平衡。在完成转弯的过程中，旋翼的常值力矩作用在直升机上，阻止直升机更大的侧倾和抬头并伴有速度损失。尾桨的陀螺力矩也作用在阻止侧倾的方向上。因此，为了保持在右倾时给定的侧倾角和飞行速度，需要沿着与右侧成对角线的方向前推操纵杆。

当直升机进入左转弯时，旋翼的陀螺力矩产生低头力矩，在进入转弯过程中此力矩一直作用着。因此，需后拉驾驶杆来克服这个力矩。一旦侧倾角建立，这个力矩就消失，并与来自尾桨拉力的垂直分量所产生的抬头力矩相平衡。在维持左倾的过程中，旋翼的常值陀螺力矩作用在直升机上，产生低头并增加侧倾，而且尾桨的陀螺力矩使倾角减小。因此，为了保持在左转弯时给定的侧倾角和飞行速度，需后带杆、向右压杆，但向右压杆量小于右转弯。

当以小的侧倾角转弯时，左、右转弯的差别几乎很难察觉。在陡侧倾、急转弯时，左、右转弯的这个差别可察觉出来，并要求前推驾驶杆并相应注意其转弯过程。在实施陡侧倾、急转弯飞行时，要完成正确的转弯没有足够的操纵余量是不可能的。操纵余量不够要出现侧滑，对单旋翼直升机是不允许出现大的侧滑的。在此基础上建立了倾角和转弯的明确限制。

侧倾和转弯也可同时在爬升或下降时出现——螺旋上升或螺旋下降。完成螺旋上升或

螺旋下降的方法与正常的侧倾或转弯一样，不同的是螺旋飞行不保持高度，垂直爬升率或下降率由升降速度表指示。

7.7 盘旋、螺旋飞行时的平衡计算结果分析

盘旋、螺旋飞行时的平衡计算方法基本上与平飞时相同，但要考虑因机身转动而引起的附加力和力矩，因有过载而引起的旋翼升力、扭矩等的变化。

1. 水平转弯

图 7－12 给出某直升机在以 200km/h 速度水平盘旋时各参数随侧倾角的变化。该机是左旋旋翼，所以侧倾角左倾为正。

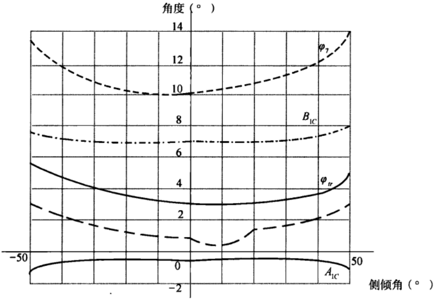


图 7－12 某直升机在以 200km/h 速度水平盘旋时各参数随侧倾角的变化

B_{1C}．纵向操纵，前倾为正　A_{1C}．横向操纵，左倾为正

φ_7．总距；φ_{tr} －尾桨距　ϑ．俯仰角，抬头为正

从图 7－12 可知：

（1）总距 φ_7 随侧倾角的增加而增加，这是因为侧倾角增加旋翼过载增加，旋翼升力增加。但其增加并不是对称的，而是在正侧倾角一侧增加的多些。这是因为在正侧倾角时尾桨升力指向左下方，尾桨升力产生一向下的分量，为克服此分力旋翼的总升力要再大一些；而负侧倾角时情况刚好相反，旋翼的总升力要再小一些。

（2）尾桨距随侧倾角的变化规律与总距相似，随侧倾角的增加而增加，这是因为旋翼需用功率（反扭矩）增加，见图 7－9。

（3）纵向操纵和横向操纵随侧倾角变化不大。

（4）俯仰角随侧倾角的增加而有所增加。

2. 螺旋上升

图7-13、图7-14分别给出某直升机在以200km/h速度螺旋上升时上升速度及各参数随侧倾角的变化。此图是直升机以主减限制功率爬升时计算得到的。从图7-13可见，侧倾角越大则爬升速度 V_y 越小，这是因为侧倾角越大，直升机需用功率越大（图7-9），如果仔细观察还可以发现，正侧倾角的爬升速度小于负侧倾角，从图7-9可知，正侧倾角的需用功率大于负侧倾角的需用功率，因可用功率一定，当然，负侧倾角时的爬升速度要大些。

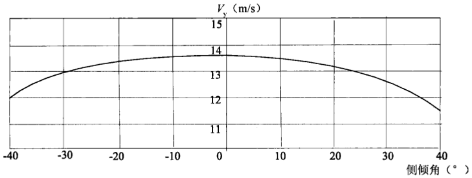


图7-13 某直升机以200km/h速度螺旋上升时上升速度随侧倾角的变化

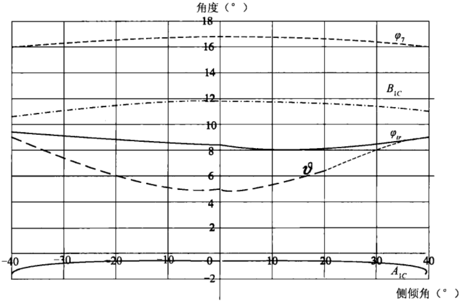


图7-14 某直升机以200km/h速度螺旋上升时各参数随侧倾角的变化

从图7-14可以看出，总距 φ_7 一直在16°~17°之间，与图7-12相比，总距处于高位。这是由于 V_Y 导致桨叶剖面迎角减小，为保持升力，补偿迎角减小必须增大总距。由于在侧倾角为0时 V_Y 最大，所以此时总距也最大。纵、横向操纵随侧倾角的变化不大，随侧倾角的增加而略有减小，而俯仰角随侧倾角的增加而增加的较大，这是因为爬升速度

变化对平尾升力影响较大，对纵向平衡有较大的影响所致。

3. 螺旋下降

图 7－15、图 7－16 分别给出某直升机在以 200km/h 速度自转螺旋下降时下降速度及各参数随侧倾角的变化。此图是直升机在自转时计算得到的。从图 7－15 可见，侧倾角越大则下降速度 V_y 越大，这是因为侧倾角越大，直升机水平盘旋需用功率越大（图 7－9），而自转时下降速度与需用功率成正比。总距和纵向操纵均随侧倾角的增加而增加，而俯仰角随侧倾角的增加而快速减小，更加低头，这是因为侧倾角越大下降速度越大，平尾迎角越大则平尾产生的向上升力越大，因而产生大的低头力矩，为平衡此力矩桨盘后倾，但为保持速度，为使旋翼气动合力在速度方向上的投影等于阻力，机身前倾（低头）要大一些。

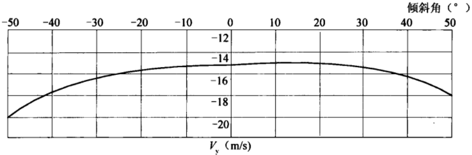


图 7－15　某直升机以 200km/h 速度螺旋下降时下降速度随侧倾角的变化

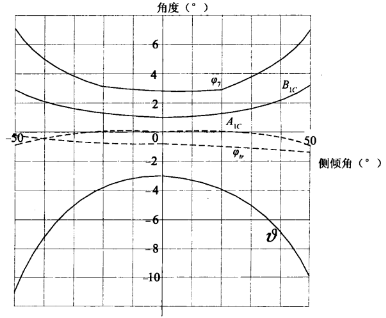


图 7－16　某直升机在以 200km/h 速度自转螺旋下降时各参数随侧倾角的变化

第8章 机动飞行

8.1 概 述

直升机的机动飞行是指直升机在一定的时间内改变飞行高度、飞行速度和飞行方向的飞行，其改变速率和改变量是衡量直升机机动能力的重要指标。现代武装直升机，由于空中格斗和对地攻击的需要，对机动能力提出更高的要求。

直升机实施机动飞行时按其飞行轨迹可分成为：水平面内的机动，如加减速、盘旋、转弯、水平“8”字机动、蛇形机动等；铅垂平面内的机动，如急跃升和俯冲等；空间立体机动，如盘旋下降、战斗转弯，贴地飞行、跃升中的回转和转弯等。

盘旋、螺旋飞行在第7章已经介绍，限于篇幅，本章只介绍常见的几种机动飞行。

通常，直升机的机动能力是用过载系数大小来衡量，若无特殊说明，过载系数 n 是指直升机重心处的垂直方向过载，它是旋翼和其他部件产生的升力之和与直升机基本设计重量 G 之比，即

$$n = \frac{T_R + T_F + T_{WI} + T_H}{G} \tag{8-1}$$

式中：T_R、T_F、T_{WI}、T_H ——分别表示旋翼、机身、机翼、平尾产生的升力。

其中旋翼对过载的贡献占90%以上，若直升机上没有机翼，则旋翼对过载的贡献在95%以上，所以通常计算只考虑旋翼的过载，这样过载公式为

$$n = 1 + \frac{1}{g}(\dot{\vartheta} V_x + \dot{V}_y - V_z \dot{\varphi}) \tag{8-2}$$

式中：g——重力加速度；

$\dot{\vartheta}$ ——俯仰角速度；

V_x——沿 x 轴速度；

$\dot{V}_y$—— 沿 y 轴加速度；

V_z—— 沿 z 轴速度；

$\dot{\varphi}$ ——滚转角速度。

直升机在稳定平飞时其过载为1。当机动飞行时，从式（8-2）可见，直升机的过载是在平飞过载1的基础上再加上由机动而增加的过载。直升机在做机动飞行时，机身除有垂直方向的加速运动 $\dot{V}_y$ 外，机身还做绕重心的转动即俯仰和滚转运动。直升机在做俯冲拉起机动时，驾驶员后带杆和（或）提距，二者都产生过载。提距主要产生垂向加速度

$\dot{V}_y$，显然，提距量越大则过载越大。后带杆产生的过载大小取决于带杆量、带杆速率和带杆后保持的时间，显然，带杆量大、带杆速率大，带杆后保持的时间长则过载大，在做俯冲拉起机动时，根据计算，在式（8－2）中的 ϑV_x（V_x 较大）对过载的贡献最大，$\dot{V}_y$ 次之；而在滚转改出时 $\dot{V}_y$ 和 $V_z\dot{\varphi}$ 贡献大。若计算远离重心某处的过载，如尾桨处，则该点的过载等于重心处的过载与该点的转动过载之矢量和。

直升机在转弯时，机身倾斜，旋翼升力的垂直分量应与直升机的重量相平衡，此时的过载等于（详见第7章）：

$$n = \frac{1}{\cos\varphi} \tag{8-3}$$

式中：φ——机身侧倾角。

直升机在有垂直阵风的大气中飞行也会产生过载，称为阵风过载，向上的阵风引起大于1的过载，反之引起小于1的过载。显然，阵风速度越大，引起的过载也越大；此外，飞行速度越大，在同样阵风速度情况下，过载也越大。在大速度、规范规定的阵风速度时阵风过载可用下式估算：

$$n = 1 + \left(\frac{0.057\sigma}{2C_T} - 0.1\right) \tag{8-4}$$

通常，直升机的最大阵风过载小于2 。

过载系数在直升机研制中是个非常重要的参数，它直接影响直升机的结构重量、性能和安全，常常在设计开始，用户就把它作为战术技术指标提出来。

影响过载的主要因素如下：

（1）翼型的 $c_{y,\max}$ 。$c_{y,\max}$ 是翼型的最大升力系数，高的 $c_{y,\max}$ 对应高的过载。

（2）旋翼转速。在机动飞行时，由于作用在桨叶上的力矩不平衡，必然引起旋翼的加速或减速，旋翼升力与转速的平方成正比，转速越高，过载越大。有动力机动飞行时其最大转速变化一般不超过5%。

（3）旋翼实度 σ 。在桨叶片数、旋翼直径一定的情况下，增加桨叶宽度也就增加了实度，增加了过载。

（4）飞行高度。高度增加，大气密度下降，则过载下降。

8.2 最大过载和最小过载系数

最大过载和最小过载系数是在极端机动飞行情况下瞬时产生的过载。

1. 最大过载系数

在直升机强度规范（GJB720.2—89）中，明确规定了不同直升机的过载系数，设计直升机时，应采用下列过载值：

第一类直升机	+3.5	-1.0
第二类直升机	+3.0	-0.5
第三类直升机	+2.5	-0.5

这只是一般规定，它相应于直升机设计重量、海平面、标准大气。对于具体型号，用户常常提出具体要求。为满足用户要求，就要分析影响最大过载的因素。其影响因素为：

（1）旋翼桨叶剖面的气动特性。

(2) 最大驾驶杆位移。
(3) 不可接受的振动水平。
(4) 难以接受的高抬头姿态或俯仰角速度。
(5) 过大的铰链力矩。
(6) 旋翼突然出现锥体脱轨状态。
(7) 最大允许的旋翼转速。
(8) 短翼产生的升力。
(9) 最大允许的阵风速度。

对于一架准备设计的直升机，全面考虑这些因素是比较困难的，因此通常的做法是采取相似直升机的统计数据或经分析后得出的曲线，如图8-1所示，该图相应于采用比较先进翼型的武装直升机，利用该曲线或类似曲线估算新机的最大过载值。

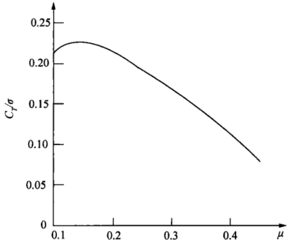


图8-1 旋翼拉力系数 $\frac{C_T}{\sigma}$ 随 μ 的变化

从图8-1可见，最大的 $\frac{C_T}{\sigma}$ 出现在 μ =0.15~0.20之间，且随着速度的增加最大过载能力快速下降。

2. 最小过载系数 n_{min}

最小过载系数 n_{min} 通常是在很大的向下垂直阵风速度、推杆机动、爬越山头、贴地飞行等情况下发生。负过载意味旋翼拉力为负。由上述知，最小值为-0.5~-1.0，在飞行中一般很难达到。该值对结构强度意义不大，但在某些方面，如确定旋翼和尾梁之间的间隙、供油系统和液压系统的设计、操纵系统和设备的设计与安装则必须考虑负过载。

8.3 直升机的运动方程

任何一个物体（刚体）在空中的运动有6个自由度，即质心的3个移动自由度和绕质心的3个转动自由度。直升机飞行动力学把直升机机身视为理想刚体，它在空中运动相应地也有6个自由度，因此，直升机的运动方程可由直升机质心的三个移动动力学方程和绕

直升机质心转动的三个动力学方程来描述。

8.3.1 直升机的一般运动方程——全量方程

1. 直升机质心的移动动力学方程

在推导直升机质心的运动方程时，采用固连于机体上的机体轴系。根据力学中的质心运动定理，在重心处假想集中了整个直升机的质量，并且假想作用于直升机上所有外力的主矢量作用在该重心。该定理可写为：

$$ma_x = \sum F_x \qquad ma_y = \sum F_y \qquad ma_z = \sum F_z$$

式中：a_x, a_y, a_z ——分别为直升机重心的绝对加速度在机体轴系的三个投影。

$\sum F_x, \sum F_y, \sum F_z$ ——作用于直升机上的外力在机体坐标轴上的投影之和。

为了确定直升机重心的绝对加速度，引用动力学中绝对微商与相对微商的关系，经整理后得直升机的平移运动方程为

$$\left.\begin{aligned} m\left(\frac{dV_x}{dt} + \omega_y V_z - \omega_z V_y\right) + mg\sin\vartheta &= \sum F_x \\ m\left(\frac{dV_y}{dt} + \omega_z V_x - \omega_x V_z\right) - mg &= \sum F_y \\ m\left(\frac{dV_z}{dt} + \omega_x V_y - \omega_y V_x\right) - mg\sin\varphi &= \sum F_z \end{aligned}\right] \tag{8-5}$$

式中：V_x, V_y, V_z ——分别为沿体轴 x, y, z 轴的速度；

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$ ——分别为绕体轴 x, y, z 轴的角速度；

ϑ, φ ——分别为直升机的俯仰角和侧倾角。

2. 直升机质心的转动动力学方程

直升机的旋转运动是指直升机绕重心的转动，我们可根据动量矩定理，即直升机的动量矩对时间的改变率等于作用于直升机上的外力矩之和来建立直升机的转动方程。

其投影表达式为：

$$\frac{dH_x}{dt} = \sum M_x \qquad \frac{dH_y}{dt} = \sum M_y \qquad \frac{dH_z}{dt} = \sum M_z$$

式中：H_X, H_Y, H_Z ——分别为直升机质量对机体坐标系的动量矩投影值；

$\sum M_x, \sum M_y, \sum M_z$ ——分别为作用于直升机上的外力矩在机体坐标轴上的投影之和。

将直升机的各动量矩分别投影到机体轴系，并将动量矩的绝对微商与相对微商投影，经整理后得出所谓欧拉动力学形式的直升机转动方程为：

$$\left.\begin{aligned} I_x\frac{d\omega_x}{dt} + \omega_y\omega_z(I_z - I_y) + \left(\omega_x\omega_z - \frac{d\omega_y}{dt}\right)I_{xy} &= \sum M_x \\ I_y\frac{d\omega_y}{dt} + \omega_x\omega_z(I_x - I_z) - \left(\omega_y\omega_z + \frac{d\omega_x}{dt}\right)I_{xy} &= \sum M_y \\ I_z\frac{d\omega_z}{dt} + \omega_x\omega_y(I_y - I_x) + (\omega_y^2 - \omega_x^2)I_{xy} &= \sum M_z \end{aligned}\right] \tag{8-6}$$

式中：I_x, I_y, I_z ——分别为直升机绕 x、y、z 轴的惯性矩。

3. 直升机的一般运动方程

将直升机的平动方程与转动方程合在一起，就得出直升机的一般运动方程组，或称为全量方程

$$\left.\begin{aligned}
&m\left(\frac{\mathrm{d}V_x}{\mathrm{d}t}+\omega_y V_z-\omega_z V_y\right)+mg\sin\vartheta=\sum F_x\\
&m\left(\frac{\mathrm{d}V_y}{\mathrm{d}t}+\omega_z V_x-\omega_x V_z\right)-mg=\sum F_y\\
&m\left(\frac{\mathrm{d}V_z}{\mathrm{d}t}+\omega_x V_y-\omega_y V_x\right)-mg\sin\varphi=\sum F_z\\
&I_x\frac{\mathrm{d}\omega_x}{\mathrm{d}t}+\omega_y\omega_z(I_z-I_y)+\left(\omega_x\omega_z-\frac{\mathrm{d}\omega_y}{\mathrm{d}t}\right)I_{xy}=\sum M_x\\
&I_y\frac{\mathrm{d}\omega_y}{\mathrm{d}t}+\omega_x\omega_z(I_x-I_z)-\left(\omega_y\omega_z+\frac{\mathrm{d}\omega_x}{\mathrm{d}t}\right)I_{xy}=\sum M_y\\
&I_z\frac{\mathrm{d}\omega_z}{\mathrm{d}t}+\omega_x\omega_y(I_y-I_x)+(\omega_y^2-\omega_x^2)I_{xy}=\sum M_z
\end{aligned}\right]\qquad(8-7)$$

从上述6个方程的导出中可以看到，对直升机的运动和外力没做任何简化，它包含了直升机飞行动力学的全部因素，利用它可以准确地描述直升机的受扰运动和操纵响应，即机动飞行。但前提是上述6个方程的右端项的诸力和力矩必须准确。目前，随着软件技术的飞速发展，可采用龙格－库塔法或其他方法求解式（8－7）非线性微分方程组。

严格地说，上述6个方程来描述直升机的所有运动还是不够的，因为它没有包含发动机特性，旋翼转速变化、桨叶挥舞及耦合影响等。

8.3.2 小扰动方程

全量方程虽然准确，但这样的非线性微分方程组难以用解析法求解，也不便于分析直升机设计参数的影响。

如果把全量方程线性化，使之成为一组常系数线性微分方程组，可得到解的解析表达式，在直升机的操纵性和稳定性分析中，哪些参数对操纵性和稳定性有影响，影响量有多大，可以很快地分析出来，而且在一定条件下具有良好的精确性，所以小扰动方程在直升机的操纵性和稳定性分析中广泛采用。

小扰动方程其实是个增量方程。是在平衡的基础上，施加一个扰动，引起运动增量，忽略二阶小量，使方程简化。以 x 方向力为例，可写为

$$m\left(\frac{\mathrm{d}\Delta V_x}{\mathrm{d}t}+V_{z0}\Delta\omega_y-V_{y0}\Delta\omega_z\right)+mg\Delta\vartheta=\sum\Delta F_x$$

式中 $\Delta V_x,\Delta\omega_y,\Delta\omega_z,\Delta\vartheta,\Delta F_x$ 等都是相对平衡值的增量，V_{z0},V_{y0} 则是平衡值。这样，小扰动方程只能描述相对平衡位置的运动，或者说扰动后最初几秒钟的运动，时间越长，偏离平衡状态越远，小扰动方程计算的偏差越大，甚至不可信。而全量方程右端的诸力和诸力矩项中，包含了运动项，可描述受扰运动的全过程。

8.3.3 全量方程和小扰动方程的比较

全量方程求解过程是个不断的迭代过程，求解的步长一般小于0.1s，在迭代过程中，

随着时间的延伸，影响飞行的变量，如重量、重心、高度和温度等，以及飞行状态，如速度、姿态等，每个时间段也都在更新、变化，这样，全量方程求解结果更真实反映飞行情况。与小扰动方程的比较见表8－1。

表8－1 全量方程和小扰动方程的比较

全量方程	小扰动方程
包含所有变量，在求解中没做任何修改，因而方程求解准确	在求解中做线化假设，忽略二阶以上小量，因此在一定范围内较准确
能连续求解任意飞行速度	在平衡基础上施加的小扰动，因此速度是不连续的
能准确计算长时间的扰动，其精度与计算方法有关，但能满足工程需要	只能求解偏离平衡状态的初始扰动，时间越长准确度越差
全量方程是非线性方程组，只能给出数值解	小扰动方程是线性常系数微分方程组，可得到解析解，便于稳定性分析
可根据重量、重心、高度和温度等的变化改变数学模型	只能一个状态
能实时考虑风速，风向的影响	不能考虑

8.4 加速和减速

直升机起飞后由悬停转入水平飞行直至加速到最大平飞速度，或由最大平飞速度减速到悬停然后着陆，几乎每次飞行都要经历加、减速过程。此外直升机实施机动时，修正目测着陆、编队飞行以及在山区和其他条件下飞行，也要进行增速和减速。

评定直升机加、减速性能的指标是：加（减）速时间 t 和加（减）速前进的水平距离 x。

实施增速和减速时，由于飞行速度的变化，显著地改变了直升机的需用功率，同时，又出现了克服惯性力所需的功率。在保持这些状态过程中，尤其是在低速范围，旋翼的气动力基础——涡系发生质的变化。由悬停转入前飞时，旋翼的轴向气流转变为斜吹气流，此时，诱导速度减小，并且显著地改变了在旋翼桨盘上诱导速度的分布特性。由于桨叶挥舞增大，改变了桨叶剖面迎角，也改变了作用于旋翼和机身上的空气动力。由平飞转入悬停状态时，情况的变化则与此相反，但直升机的振动比加速时还要大。

为使直升机保持所需的平衡状态，要不断改变直升机的操纵。尽管直升机飞行的空气动力变化复杂，只要飞行员明确了影响飞行状态的主要参数变化规律，就不难掌握直升机增速和减速的操纵。

以单旋翼带尾桨式直升机，从悬停加速到最大平飞速度为例，说明其操纵过程。

为使直升机开始向前运动，要向前推杆，直升机有些低头，开始缓慢向前运动。拉力矢量向前倾斜，拉力矢量的垂直分量减小，直升机产生了下坠趋势，为了消除此趋势，旋

翼桨距应增大一些。从悬停到前飞，拉力水平分力用以克服直升机的静止惯性。运动速度增加的快慢取决于拉力水平分力的大小。为了增大运动速度还要向前推杆使直升机再低一些头。拉力水平分力增加，直升机运动的加速度增大。

随着速度增大，旋翼桨盘后倒，机身阻力增大。同时，旋翼的空气动力特性得到改进，因为此时空气流过桨盘越来越多，结果，保持直升机在空中所需的功率越小，剩余功率增大，它可用来加速直升机的运动。随着飞行速度增大，尾桨空气动力特性改进（尾桨拉力增大），为平衡快速减小的旋翼反扭矩可减小尾桨桨距。如果不这样做，飞机就会顺旋翼旋转方向偏转。尾桨距减小，尾桨拉力减小，改变了横向力和力矩的平衡，为此横向周期变距要调节。

旋翼桨盘后倒的同时还向90°方位侧倒，这就加大了横滚力矩，使直升机出现侧倾的趋势，这一趋势通过反向压杆来克服。换句话说，在整个加速过程中都必须使杆、舵动作协调。随着飞行速度增大，向前的推杆量增大，当速度等于续航速度时，全机需用功率最小，剩余功率最大，加速度也最大。当速度大于续航速度时，由于全机阻力快速增大，全机需用功率增加，增速减慢，直至最大水平速度。

减速时直升机的配平和操纵直升机所需要的操纵动作则是增速的一个相反过程，所不同的是，在减速的前一阶段利用直升机运动的动能产生制动力（带杆时，旋翼和机身的阻力）使发动机消耗的功率减小。

在减速的后一阶段，原地悬停前，运动的动能小，保持直升机在空中所需的功率变大，这就要求增大旋翼总距和发动机功率。

由斜吹气流转到轴向气流，旋翼涡系不稳定所引起的直升机的结构振动增大，这是增速和减速状态的一个明显特点。

直升机做水平加（减）速时，其基本方程为

$$\frac{\mathrm{d}V}{\mathrm{d}t} = \frac{F}{m}$$

$$\frac{\mathrm{d}x}{\mathrm{d}t} = V$$

$$F = \frac{1000\eta\Delta N}{V}$$

$$\Delta N = \zeta N_{av} - (N_r + N_{tr})$$

$$\eta = \frac{N_r}{N_r + N_{tr}}$$

上面5式联立求解，可得出下面两个积分表达式

$$t = \frac{m}{1000}\int\frac{V}{\left(1 - \dfrac{N_{tr}}{N_r + N_{tr}}\right)(\zeta N_{av} - N_r - N_{tr})}\mathrm{d}V$$

$$x = \frac{m}{1000}\int\frac{V^2}{\left(1 - \dfrac{N_{tr}}{N_r + N_{tr}}\right)(\zeta N_{av} - N_r - N_{tr})}\mathrm{d}V$$

式中：m ——飞机质量；

N_{av} ——可用功率；

N_r，N_{tr} ——旋翼和尾桨的需用功率；

ζ ——功率利用系数。

利用上式，采用速度分段法可计算出加（减）速时间 t 和加（减）速距离 x。

需要说明的是，直升机的加、减速能力是不同的。在速度接近悬停时，加、减速能力大小相等、方向相反；但在大速度时，后带杆，桨盘后到，旋翼桨叶从大速度的前飞气流中吸收能量，使转速增加，所以减速能力受到旋翼超转的限制，见图 8－2。

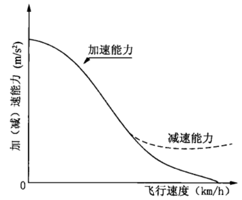


图 8－2　直升机的加、减速能力

8.5　俯冲拉起

俯冲拉起是指直升机在垂直平面内以某一速度急剧下降高度（俯冲）然后急剧后拉驾驶杆，直升机转入急跃升和快速减速的飞行过程。飞行航迹是一条曲线。直升机通常在下述情况下实施俯冲拉起：空战，对地攻击，规避障碍物（在能见度不好的情况下越过突然出现的障碍物，如山头、建筑物等），山区飞行、复杂气象条件下飞行等。

直升机在实施俯冲拉起时，先推杆，然后向后急带杆，显著地增大旋翼桨盘迎角，同时在向下俯冲过程中，旋翼转速又增加，在迎角和转速的作用下旋翼的拉力显著增加，直升机过载显著增加，由于直升机俯仰阻尼比较大，带杆后要经一段时间过载才达到最大值。过载最大值取决于带杆量、带杆速度和带杆后保持的时间，显然带杆量、带杆速度大，保持时间较长则过载越大。在相同带杆量情况下，飞行速度越大则过载越大。只带杆引起的最大过载一般不会超过 2，若在带杆达到最大过载前再提总距，二者引起的过载叠加则可达到最大过载。

直升机的最大过载主要是旋翼产生的，在俯冲拉起过程中，机身、平尾、短翼等部件的迎角也显著增大，这些部件的升力显著增加，也对最大过载有贡献。旋翼及其他各部件升力之和可达到直升机重量的 3 倍以上。

为使急跃升爬到最大高度，应在带杆的同时增大总距，但是这种机动会显著地改变直升机的平衡，并使驾驶复杂化，所以直升机在急跃升时通常只用驾驶杆，仅在机动结束阶段增大一些总距。

长时间急跃升，严重损失速度，机动结束阶段不增大总距，将出现下降高度，因为小速度飞行，总距和需用功率增加，机动开始阶段所保持的发动机功率不足以使直升机平衡。

在机动的结束阶段，要向前推杆以避免直升机抬头过大和过多的损失速度。如果驾驶杆推到头直升机还不低头或继续抬头的话，那么增大总距，可增大旋翼拉力，这将使直升机处于水平状态。

8.6 贴地飞行

由于直升机是一种能在较长时间内作超低空飞行，并能到达任何地域的空中运载飞行平台，因此为直升机的使用发展开辟了一个宽广的新领域。特别是作为军用武装直升机，采用地形跟随飞行方式，利用地形、地物作掩护，在贴近地面的高度上（一般称作一树之高）隐蔽接近攻击目标，常常能取得最佳的作战效果。

什么是贴地飞行，迄今还没有一个统一、确切的表述。通常认为，主要有以下三种情况：

（1）低空飞行：直升机在贴近地面的高度上飞行，一般离开地面不超过10m，以不变的速度做超低空飞行；

（2）贴地飞行——随地形起伏做地形的跟踪飞行；

（3）地形跟踪飞行——利用地形、地物作掩护以不同高度、不同速度做掠地飞行，如鱼跃越障和“S”形转弯。如图8－3所示。

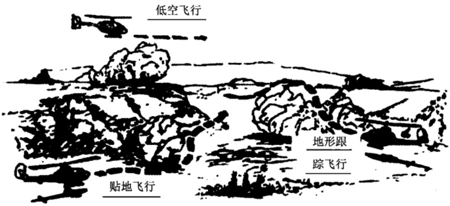


图8－3 贴地飞行的三种情况

在以上三种贴地飞行中，最后一种难度最大。常常被用作武装直升机的战术动作，战斗中实用价值也较大。这种飞行要求驾驶员必须时刻准确判断直升机与地面之间的距离，并及时改变飞行高度与速度，有时甚至要采用迅猛操纵动作，加之飞行高度很低，难以依靠机载设备和地面设备导航，所以驾驶员工作负荷很重。

1. 鱼跃越障

当直升机以中等速度平飞时，遇到障碍物则减速爬高，越过障碍物后随即下降并加速，进入稳态隐蔽飞行状态，此称为鱼跃越障。飞越障碍物时高度和速度的变化见图8－4。

2. S形转弯

鱼跃越障机动适用于障碍物不太高的情形，当障碍物很高时，直升机应当采取S形转弯机动来绕过障碍物。图8－5示出直升机两次绕过障碍物时的S形转弯机动飞行路线图。

无论对直升机贴地飞行做何解释，一个共同之处就是直升机飞行贴近地面，就要受到地面的干扰作用，于是形成了一个特殊的技术领域。该领域涉及空气动力、飞行品质、机

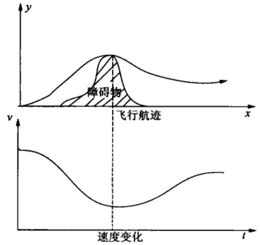


图8-4　飞越障碍物时高度和速度的变化

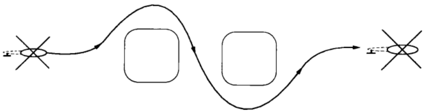


图8-5　直升机S形转弯机动飞行路线图

载设备、结构设计、驾驶技术以及人机工程、航空医学等多个方面。国内外许多专家、研究机构为此进行了大量研究。研究表明，做贴地飞行的直升机，受到地面的干扰后，给空气流场造成了强烈的影响，因而产生了一系列复杂的技术问题：

（1）空气动力与飞行品质问题。直升机贴地飞行时，旋翼下洗流必然受到地面施加的气动干扰。这种干扰与直升机速度的变化、高度的变化纠集在一起，不仅使直升机的空气动力特性发生显著变化，同时也强烈地影响直升机的飞行品质。

（2）飞行驾驶技术问题。由于空气动力和飞行品质的非定常影响，驾驶动作有着特殊的要领和操作要求，加上地形、地物的限制，飞行速度和离地高度频繁变化，使驾驶员动作频繁发生、精神高度紧张。这种情况下要兼顾驾驶和作战，飞行员的注意力分配难以保证，这也是现阶段武装直升机上实行双重驾驶的重要原因。

（3）直升机的总体设计要求。武装直升机在复杂的地形、地理的环境下，进行隐蔽贴地飞行、导航、观察、瞄准和通信联络，要求在总体设计时，按人机工程概念设计高效能座舱，在结构上要充分考虑防撞、防砂、抗弹击、抗坠毁及噪声抑制等技术。

8.7　筋斗飞行

筋斗飞行是武装直升机空战的典型机动动作之一，机动过程中直升机飞行姿态、速

度、高度都有急剧变化，而且过载也很大。

筋斗是直升机在垂直平面内爬升角连续变化360°的翻转运动。在整个机动过程中，飞行速度、废阻、向心力、转弯半径、旋翼拉力以及桨盘倾斜等均随时间而变化。为了简化分析，假设某型直升机在铅垂平面内做一圆圈飞行，即所谓垂直筋斗，直升机在筋斗过程中速度保持不变，直升机只受重力的作用（这种假设实际上不可能，因为还有其他力的影响）。当半径和速度保持不变时（见图8-6a）直升机的向心力 F 是恒定的。向心力 F 可写为

$$F = \left(\frac{G}{g}\right)\left(\frac{V^2}{R}\right) \tag{8-8}$$

式中：V——飞行速度；

R——筋斗半径。

对于旋翼不能产生负升力（即 $T_{min}=0$）的直升机，所能完成的圆形筋斗的最小向心力 $F_{min}=G$（圆形筋斗顶部）的情况，因而在给定速度下最“柔和的”筋斗半径

$$R_{min} = \frac{V^2}{g} \tag{8-9}$$

若 $V=30\text{m/s}$，则 $R_{min}\approx 90\text{m}$。

在这一机动过程中，直升机总的过载 n_t 以及法向过载 n_N 分别为

$$n_t(t) = \sqrt{2(1+\cos\theta)} \tag{8-10}$$

$$n_N(t) = 1+\cos\theta \tag{8-11}$$

式中：θ——筋斗相位角。

从式（8-11）知，当直升机处于最低点时，最大正过载 $n_{max}=2$，而在筋斗顶点处于失重状态。有的直升机为了显示筋斗飞行，仅仅只能做一个在变化速度下的非圆圈形飞行轨迹，如图8-6b，这已属于非正常使用范围。

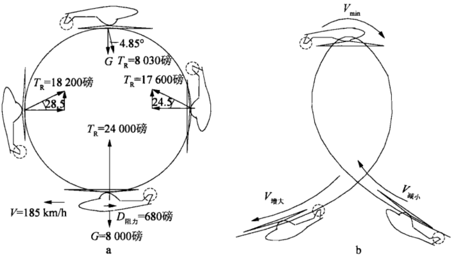


图8-6 筋斗飞行

第 9 章　特殊飞行

9.1　地面效应

当直升机贴近地面悬停或低速飞行时，在一定的功率下，旋翼的拉力较远离地面时有所增加；或在一定的拉力下，旋翼的需用功率较远离地面时有所减小。这种现象称为地面效应（以下简称地效），有时也称之为气垫效应。

地面效应对直升机的起飞和着陆有很大意义，在地面效应范围内直升机可以超载起飞，以提高直升机的载重能力；或者在飞行重量不变情况下可在更高的场地进行起飞，提高了飞行性能。在直升机自转垂直着陆时地面效应能起减速作用，可稍减小垂直着陆速度，略增着陆安全。

地面效应的原理是由于地面的存在显著地影响了旋翼的诱导速度大小和分布。诱导速度向下垂直于地面的分量在接近地面时受到地面阻挡变为零，变为平行于地面的气流速度而吹向四周，因而旋翼处的诱导速度也必定小于无地面影响时的诱导速度（无地效悬停时气流处在自由大气中）。

在悬停时，旋翼的需用功率 N_r 由两部分组成：型阻功率 N_{XP} 和诱导功率 N_I，可表示为（见第 3 章）

$$N_r = N_{XP} + N_I = \frac{1}{4}C_{XP}\sigma k_p f_p + JTv_i$$

式中：J——诱导功率系数；

T——旋翼拉力；

v_i——悬停时诱导速度。

$$f_p = \frac{1}{2}\rho\pi R^2(R\Omega)^3$$

悬停时，型阻功率占总功率的 20% ~30%，而诱导功率占 70 ~80%。

从滑流理论角度看，旋翼的诱导功率为 JTv_i，由于地面的阻挡，旋翼旋转面处的诱导速度减小，因而，产生同样拉力的诱导功率也随之减小。

由叶素理论来解释地面效应，可参看图 9 - 1 所示的在地效内和无地效两种悬停情况的比较，若两者的拉力相等，即对应桨叶剖面的迎角 α 相同，因为升力与迎角成正比。由于地面效应使诱导速度减小，因而剖面升力 dY 的后倾角减小。于是，桨叶的诱导阻力 dQ 减小导致驱动旋翼的需用扭矩和功率减小。

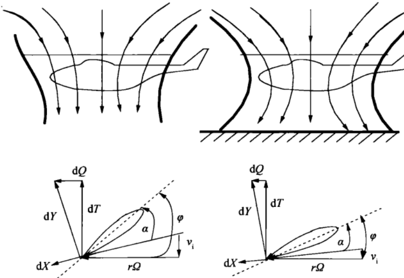


图9-1 在地效内和地效外两种悬停情况的比较

α. 桨叶剖面迎角 φ. 桨距

从图9-1可见，有地面效应悬停时，v_i，dQ和桨距φ均较小，dQ小，说明产生同样的升力需用扭矩和功率小；φ较小反映总距较小，说明产生同样的升力，有地面效应悬停需要的总距小。

地面效应的计算，一是理论方法，主要是由涡流理论确定旋翼在地面影响下的诱导速度，然后即可据此得出旋翼的气动特性；一是理论与试验相结合的方法，即以飞行试验为基础得到的经验曲线和经验公式。

理论计算方法比较复杂，不便工程应用，所以广泛采用后者。

9.1.1 按拉力考虑地面效应

悬停时地面效应对拉力的影响见图9-2，经验公式为

$$\frac{T_H}{T_\infty} = 1.0 + 0.01X^{(1.0+0.5X)}$$

式中：$X = 4.0 - \frac{1}{3}(\frac{h}{D})$，　$\frac{h}{D} \leqslant 1.2$；

h——旋翼离地高度；

D——旋翼直径。

图中：T_H——有地效时旋翼拉力；

T——无地效时旋翼拉力；

h——旋翼离地距离；

D——旋翼直径。

图9-2和$\frac{T_H}{T_\infty}$的经验公式是根据OH-6A，OH-58A，UH-1C，UH-1H，AH-1C等直升机飞行实验得到的。从图中可见，随着旋翼离地的距离增加，T_H/T快速下降，当

h/D 等于 1 时，即旋翼离地距离等于一个旋翼直径时，T_H/T 等于 1，意味着地效消失。

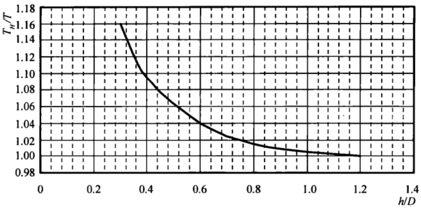


图 9-2　按拉力的地效系数

在图 9-2 和 $\frac{T_H}{T_\infty}$ 的经验公式中，没有反映大、小飞机不同或桨盘载荷不同对地面效应的影响，对此，图 9-3 中给出其影响。

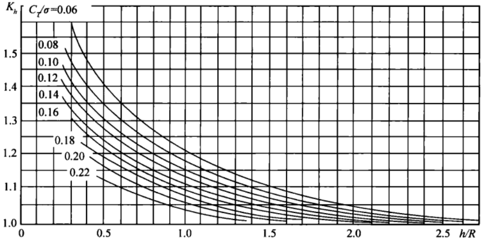


图 9-3　在不同拉力系数时的地效系数

注：h 表示桨毂中心离地高度（m）。

从图 9-3 可见，c_T/σ 越小，即桨盘载荷越小，在同样相对离地高度下，地效系数 K_h 越大。请注意“相对离地高度”一词，不是绝对离地高度，因为大型直升机，桨叶半径大，在同样 K_h 下，离地高度 h 未必小。

9.1.2　按功率考虑地面效应

在按功率考虑地面效应时，假定在旋翼拉力不变时型阻功率 N_{XP} 也不变，那么，地效

只影响诱导功率 N_I，以比例系数 k_i 表示，则在地面效应中悬停时的旋翼总功率为

$$N_R = N_{XP} + k_i N_I$$

式中，k_i 为经验系数，可用下式表示

$$k_i = \frac{1}{1 + 0.038(\frac{D}{h})^2}$$

图9-4和 k_i 的经验公式是根据OH-6A，H-500C，OH-58A，OH-58LC，UH-1B，YUH-1H，UH-1H，AH-1G，AH-1G/212，AH-1S，B-211，B-214，CH-54A，CH-47B，CH-47C等直升机飞行实验得到的。

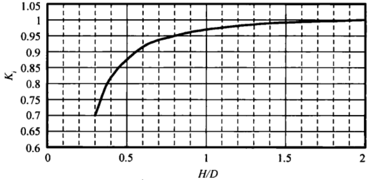


图9-4 按功率求地效系数

如果仔细观察图9-4可以发现，在 $\frac{h}{D} = 0.4$ 附近，高度 h 微小的变化就会引起 k_i 的激烈变化，这给使用带来非常不便。所以建议最好使用按拉力求地效。

在实际应用中，如只求功率，可采用此法。若还求有地效时的总距和其他参数，则只能采用拉力法。

9.1.3 前飞时的地面效应

直升机在从悬停转小速度前飞时，地面效应逐渐减小，地面效应好像被吹掉一样，而当飞行速度达到50km/h时则认为完全消失，见图9-5。由于直升机需用功率随飞行速度增加而快速减小，此时发动机功率有富余，不需借助地效即可进入正常爬升。另外，近地快速飞行是很危险的，所以，地面效应只有在悬停和很小速度时讨论才有意义。

直升机在有风条件下悬停时，风对直升机来说相当于前飞，风速就是飞行速度，所以，风对地面效应的影响与速度的影响一样。

9.1.4 地面效应对机身的影响

通常，只考虑地面效应对旋翼的影响，而很少考虑对机身的影响。事实上，当直升机在地效内悬停时，地面与机身之间的区域内静压增大，使机身受到托浮力，相当于减小了直升机的垂直吹风阻力 $Q_\perp$。设机身下表面离地高度为 h_f，地效中，垂直阻力 $Q_{\perp f} = k_{qf} Q_{\perp\infty}$，由模型吹风实验得到的机身垂直阻力系数 k_{qf}，见图9-6。

在直升机飞行手册中，经常给出有地效悬停升限和无地效悬停升限。由于地面效应随离地距离而变，有地效悬停升限应以起落架离地多高作为指标，大飞机和小飞机，每个公司也各不相同，但在飞行手册中一般都具体指明。如直 8，是指起落架离地 3.7m，直 11 是指离地 2.0m，S300C 是指离地 2.0 英尺。通常，有地效悬停离地高度按旋翼离地高度、旋翼半径≈0.7～0.9 来确定。

此外，有地效悬停时的稳定性也好于无地效。

由于地面效应给直升机带来很大好处，所以被广泛采用。通常直升机一离地就转入前飞和爬升，在着陆时，带速度进入着陆场地上空后，先悬停，再慢慢垂直下降，逐步接近地面，利用地效着陆。

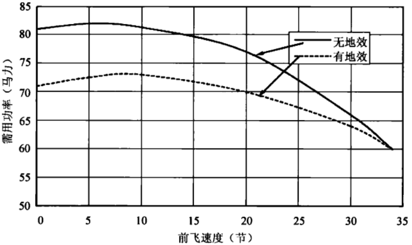


图 9－5　在有地效和无地效时，需用功率随前飞速度的变化

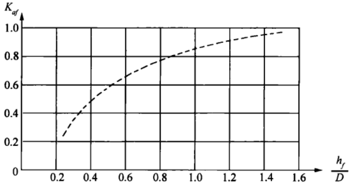


图 9－6　地面效应对机身的影响

D. 旋翼直径　$Q_{\perp\infty}$. 有地效时的机身垂直吹风阻力

9.2 涡环状态

直升机在悬停和小速度飞行时，如果下降速度过大，就有可能进入涡环状态。在我国，已发生多起因进入涡环而直升机坠地事故，造成机毁甚至人亡。可见，涡环状态是一种高风险的特殊飞行状态。对于涡环状态，南京航空航天大学高正教授等通过 R22 直升机的飞行试验和深入的理论研究，给出了计算涡环状态边界的方法，这是一项非常有价值的工作，为今后避免直升机进入涡环状态提供了可靠依据。

由上海雏鹰科技有限公司研制的 LE110 无人直升机，在试飞中曾几次进入涡环状态，记录了完整的实测数据，这些实测数据是非常宝贵的。因为有人直升机不可能冒很大风险去作涡环状态试验，所以也就不可能获得完整的实测数据。

在算例直升机适航取证试飞过程中，也曾遇到涡环问题。如在危险区的 D 点（图 6－14，速度为零时的最高点）做发动机关车飞行试验时，为避免因发动机停车而下降速度过大进入涡环状态，驾驶员在关车后采用放总距、猛推杆的操纵动作，使直升机加速，推杆量达全行程的 30%～40%，甚至出现了负过载。为避免直升机过度低头加速，推杆后经一短暂时间又后带杆。又如算例直升机在以最大速度右侧飞时，尾桨曾进入过涡环状态，出现机头摇摆，飞行员感到不好操纵。

1. 涡环现象

垂直飞行是直升机的独特优点之一。当直升机处在悬停状态或以小速度前飞时，由于旋翼的作用，桨盘上游的气流被旋翼吸入，然后向下排出，从而产生诱导速度，旋翼产生升力。旋翼诱导速度沿半径的分布近似呈三角形分布，也就是说，靠近桨心诱导速度小，而靠近桨尖诱导速度大，在桨心和桨尖处，诱导速度为零，升力为零。当直升机垂直下降时，根据相对运动原理，气流向上运动，此时向下的旋翼诱导速度与向上的气流相遇，形成紊乱的漩涡。直升机在缓慢下降时，桨盘处仍是诱导气流起主导作用，但尾流中有些紊乱，当直升机的下降率大于 0.28 倍的旋翼平均诱导速度时，向上的气流在桨心和桨尖附近冲过桨盘，而后又被旋翼吸入，使旋翼运行在环形的旋转气团内，流态很不稳定，此状态称之为典型的涡环状态，其中 $V_y=-(\frac{3}{4}\sim 1)v_{i0}$ 时最为严重，见图 9－7。

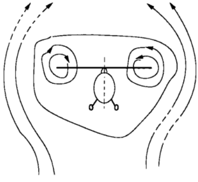


图 9－7 涡环状态示意

从烟流试验拍下的照片来看，比上面描述的气流流动现象还复杂、紊乱得多。由于旋翼周围气流的不均匀和不稳定，此时不仅升力变化无常，旋翼消耗大量的功率，而且俯仰及滚转力矩也有改变，致使直升机颠簸、下跌、操纵失灵。直升机在涡环状态下飞行是一种高风险的飞行，如果没有足够的高度或没有采取正确及时的改出措施，就会造成坠地事故。

直升机在侧飞或在侧风中悬停和在悬停回转时，当其侧飞速度（或风速）足够大时，尾桨也会进入涡环状态，当尾桨进入涡环状态时，直升机会出现航向摆动。

通常，当直升机的下降速度 V_y 与旋翼悬停时的平均诱导速度 v_{i0} 之比，即 $\frac{V_y}{v_{i0}} > 0.28$，则认为开始进入涡环状态。

2. 涡环边界

根据南京航空航天大学高正、辛宏等对直升机涡环边界的研究，得出计算涡环边界的半经验公式，根据该公式可求出两条曲线，一条是告警边界，一条是涡环边界，这两条边界的坐标数据见表 9－1。

表 9－1　涡环边界坐标数据

$\bar{V}_x$	0	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8
告警边界（$\bar{V}_y$）	0.28	0.28	0.28	0.31	0.346	0.416	0.524	0.657	0.8
涡环边界（$\bar{V}_y$）	0.39	0.39	0.39	0.41	0.453	0.545	0.673	0.845	

注：$\bar{V}_x = \frac{V_x}{v_{i0}}$；$\bar{V}_y = \frac{V_y}{v_{i0}}$；$v_{i0}$ ——悬停时的平均诱导速度。

只要求出悬停时的诱导速度 v_{i0} 就可求出 $V_x \sim V_y$ 的曲线。告警边界的临界水平速度为 $V_{xcr} = 0.91v_{i0}$，涡环边界的临界水平速度为 $V_{xcr} = 0.83v_{i0}$。若飞行速度大于临界水平速度，下降速度再大也不会进入涡环状态，这就是为什么一旦进入涡环状态增加速度是脱离涡环状态的最好方法。

按上述计算方法，对 LE110 无人直升机的涡环边界进行了计算。

LE110 无人直升机的主要参数如下：

正常飞行重量 G：300kg

旋翼半径 R：2.925m

桨叶片数：2

桨叶宽度：0.203m

旋翼转速：540r/min

发动机功率：45kW

根据上面数据经计算，悬停时的平均诱导速度为 7.1m/s。涡环边界如图 9－8 所示。在图中给出两条线，一条是告警边界，一条是涡环边界（直升机以不同下滑角进入和离开涡环状态所对应的临界速度包线称为“涡环边界”），这两条线将图分为三部分，安全区、过渡区和危险区，当直升机处于过渡区时，表明将要进入涡环状态并开始出现颠簸、不稳定等涡环迹象；当处于危险区时，表明已经进入涡环状态。从图中可见，当 $V_x = 0$ 时，按照 $\frac{V_y}{v_{i0}} > 0.28$，$V_y = 0.28v_{i0} = -2$m/s 则开始进入过渡区；$\frac{V_Y}{v_{i0}} \geqslant 0.39$，$V_y = -2.80$m/s 则进

入危险区——涡环状态。若对告警边界和涡环边界做切线，所得的下滑角分别为38.7°和48°，也就是说，下滑角小于38.7°飞行是安全的，下滑角小于48°就不会进入涡环状态。

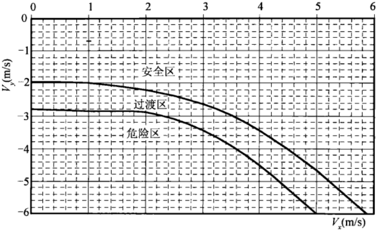


图9-8 LE110直升机的涡环边界

3. 测试结果及结果分析

图9-9中给出LE110某次进入涡环状态时的主要测试结果。图9-9给出N（发动机可用功率）、φ_7（总距）、V_y（垂直速度）、H（飞行高度）、V_{AIR}（空速）随时间t的变化。其中N是根据测量的发动机转速、油门、飞行高度、温度经计算得到的；V_{AIR}是根据地速、风速和风向经计算得到的。图中横坐标时间t是仪器记录的飞行时间。从图中可见：

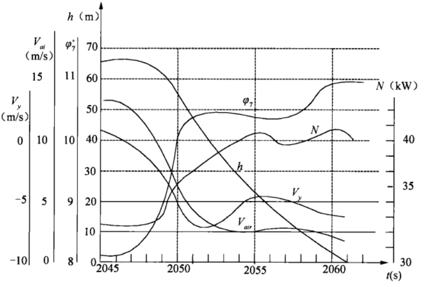


图9-9 涡环状态时的主要测试结果

（1）进入涡环状态提距无济于事。在$t=2051$s，$V_{AIR}=4.0$m/s，$V_Y=-7.6$m/s，根据图9-8，说明此时已深度进入涡环状态。在悬停时，le110直升机的总距约9.6°，而进入

涡环状态时，总距高达10.4°，仍未能制止高度下降，这说明进入涡环状态提距无济于事，旋翼周围气流相当紊乱，旋翼升力不足。

（2）涡环状态引起高的能量消耗。从发动机可用功率曲线 $N-t$ 来看，在涡环状态（$t>2051$s），下降速度 V_y 高达 -7.6m/s的情况下，需用功率 $N=$（36～39）kW，而悬停时需用功率约 $N_{XU}=38$kW，可见，在涡环状态消耗的功率和悬停时相当。还应指出，在涡环状态提总距，势必增大需用功率，更助长下降速度的增加，致使高度掉的更快。

（3）涡环状态旋翼还有一定升力。从图9－9可见，在 $t=2055$s 附近，$V_{AIR}=$（2～3）m/s，$V_Y=-5.0$m/s，若在此空速范围自转下降，其下降速度约 -10m/s，二者相比，可以推算涡环状态旋翼还产生约一半的正常升力。

（4）涡环状态姿态变化大。在图9－10中，给出俯仰角和侧倾角随时间的变化，从图中可见，在进入涡环状态（$t=2051$s）之后，俯仰角变化范围 $-5°\sim3°$，侧倾角变化范围 $-6°\sim0°$，姿态角变化这么大，说明在涡环状态直升机的滚转和俯仰力矩也有很大改变，使其出现摇晃。

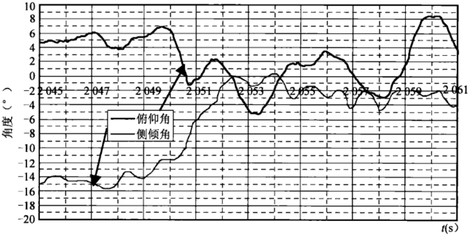


图9－10　俯仰角和侧倾角随时间的变化

（5）涡环状态法向过载 a_y 变化较大。在图9－11中，给出 a_x、a_y、a_z 随时间的变化，在 $t=2051$s 之后，进入涡环，从图中可见，法向过载 a_y 变化较大，在0.9～1.3之间变化，使直升机出现颠簸，说明旋翼拉力不稳定。而纵向过载 a_x，侧向过载 a_z 则变化不大。

4. 为什么无人直升机易进入涡环状态

在LE110无人直升机试飞中，曾几次进入涡环状态，为什么会多次出现这种情况呢？可归纳为以下几点原因：

（1）由无人轻型直升机的特点所决定的。无人直升机多为轻型直升机，所用动力多为活塞发动机，由于活塞发动机耗油率低，为人们所青睐。但它功率小，为使轻型直升机有较好的性能，尽可能降低悬停时的需用功率，为此多采用小桨盘载荷的旋翼。这样，旋翼的诱导速度 v_{i0} 小，根据进入涡环的条件：$\frac{V_y}{v_{i0}}>0.28$，则较小的下降速度 V_y 就可进入涡环。

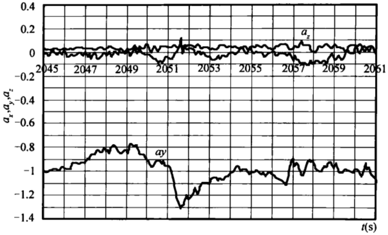


图9-11 a_x，a_y，a_z 随时间的变化

（2）由无人直升机的初始试飞特点所决定的。在无人直升机初始试飞阶段，均在目视范围内飞行，这样，它就不可能飞的太高、太远，飞的速度就不可能大，只能以小速度飞行。由于小速度空速表指示不准，通常用 GPS 指示速度（地速），在有风的条件下飞行，特别在速度小、风速大、做180°转弯时的飞行，空速与地速相差较大，需用的功率和需用的总距也相差较大，飞机感受的是空速，而操作手看到的是地速，如果不能及时理性的调节总距，则下降速度就比较大，很容易进入涡环状态。

（3）人工操纵不当易进入涡环。由人工操纵方式操纵无人直升机时，下述几种情况易进入涡环状态：

1）由操作手操纵直升机时，就像航模飞行一样，操作手一直注视飞机，由于飞机离操作手比较远，飞的又比较高，此时，若飞行速度比较小时，操作手想下降高度，凭目视控制下降率就比较难，稍有不慎就有可能进入涡环状态。

2）如果飞机航向与操作手的目视方向一致或相反，操作手则对飞机的速度大小判断不准，当减速时，若不及时补距，则会掉高度，甚至进入涡环。

3）在小速度有风条件下飞行时，垂直阵风有时会把飞机抛上去，操作手见飞机升高，很自然地就要降总距，而阵风过后，飞机自己会下落，但总距在低位，下降地比较快，就可能进入涡环状态。

9.3 抗风能力

直升机能在多大风速下正常起飞、悬停和飞行，即直升机的抗风能力，是直升机的一项重要性能指标。尤其是武装直升机和舰载直升机，为能在较恶劣的气象条件下执行任务，对其抗风能力提出了很高要求，如武装直升机提出能抗风速等于23m/s 的高要求。

直升机在飞行中遇到大风，如与飞行方向一致，则风速与飞行速度叠加，相当于飞机在空中飞的快一点或慢一点，对飞机飞行特性影响不大；如是侧风，它与飞行速度合成，相当于飞机处于侧滑状态，通常可按处理侧滑的方法加以解决。本节考虑的重点是在起飞

和悬停时，遇到任意方向来风时直升机的飞行特性，即相当于以同一风速向任意方向的飞行。小速度飞行对风速也很敏感，因为在风速、风向一定时，飞行速度越小，其侧滑角越大。

9.3.1 抗风能力的确定

直升机抗风能力主要受操纵范围的限制，因此要计算在任意方向来风时的各个操纵量，以判断是否超出操纵范围。在稳定风作用下，可通过直升机的配平计算求得操纵量。在进行配平计算时，需要解决以下几个问题：

1. 机身0°~360°吹风数据

通常机身做风洞试验时只做-32°~32°的航向风洞试验，这对进行抗风能力的平衡计算是远远不够的，必须做航向0°~360°的风洞试验，从中得到机身随风向角变化的三个力和三个力矩。

2. 垂尾

在0°~360°来风时，垂尾的迎角亦变化同样的角度，应给出垂尾迎角在0°~360°时的升力系数。

3. 尾桨

当风向为0°~180°时，风速与尾桨诱导速度基本同向，二者相加，此时尾桨距增大；当风向为180°~360°时，风速与尾桨诱导速度基本相反，尤其是270°附近时，风速与尾桨诱导速度相碰，气流紊乱，若风速相当大时，尾桨处就会出现涡环状态，如何求涡环状态下的尾桨拉力是一个技术关键。

4. 气动干扰

在0°~360°方向来风时，旋翼的下洗流方向一直在变，旋翼对机身、平尾等部件的干扰也在变，如何考虑旋翼的气动干扰又是一个技术关键。

当上述问题解决之后，输入不同风速后通过联立求解作用在直升机上的三个力和三个力矩方程，可求得四个操纵量和两个机身姿态角随风向角的变化，最大操纵量所对应的风速，就是风速的限制。

9.3.2 在给定风速下，操纵量、姿态角随风向角的变化

下面以某机为例，计算给出风速为23m/s时四个操纵量、两个姿态角随风向角的变化，见图9-12~图9-14。

1. 纵向操纵量和俯仰角随风向角的变化

从图9-12中可见，纵向操纵量在风向角170°~250°时负的最大，即后带杆最大，此时相当于直升机以$V=23\mathrm{m/s}$的速度后飞。在初步设计阶段，可按前重心、最大后飞速度确定最大后带杆量，即纵向操纵范围后限。从图中还可见到，俯仰角也是在风向角150°~250°时机身抬头较大，这是因为后带杆最大，引起直升机抬头。

2. 横向操纵量和侧倾角随风向角的变化

从图9-13可见，横向操纵在风向角为100°~150°时最大，而在270°~325°时最小，这是因为为消除风吹挥舞影响，要向风来方向压杆所致。风向角100°~150°方向是正压杆，270°~325°方向是负压杆。从图9-13还可见到，侧倾角随风向角的变化趋势与横向

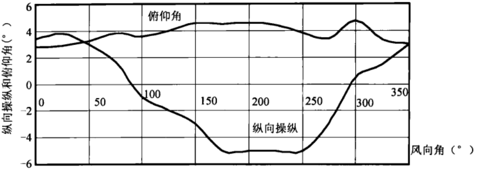


图9-12 在风速为23m/s时，纵向操纵量和俯仰角随风向角的变化

操纵基本相同，只是有约50°的提前量。

最大侧风是决定横向操纵范围的因素之一。

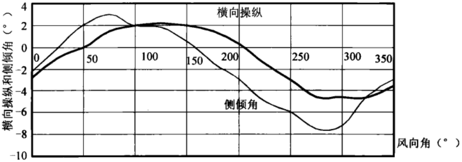


图9-13 在风速为23m/s时，横向操纵量和侧倾角随风向角的变化

3. 尾桨距和总距随风向角的变化

从图9-14可见，尾桨距在大约风向角90°时最大，风向垂直于尾桨桨盘平面，风向与尾桨诱导速度一致，此时对尾桨来说，相当于旋翼的爬升状态，为平衡旋翼的反扭矩，尾桨要克服由于风速而带来的桨叶剖面迎角减小，就必须增大尾桨距。在风向角大约270°，风速与尾桨诱导速度相碰，在23m/s风速下，尾桨早已进入涡环状态，值得特别注意的是，最小尾桨距不是在270°，而是在250°，这个问题迄今尚未搞清。这一点在算例直升机的适航试飞中也得到验证（在250°方向以大速度右侧飞）。另外，算例直升机（左旋旋翼）在以最大速度右侧飞中出现航向摆动，说明进入涡环状态尾桨拉力不稳定，而以最大速度左侧飞则没有这种现象出现。

从图9-14中还可看见，总距随风向角几乎没有变化，说明旋翼升力随风向角几乎没有变化，这也很容易理解，因为旋翼升力基本等于直升机重量，重量没变，总距也应不变。

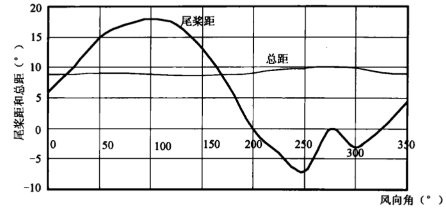


图 9－14　在风速为 23m/s 时，尾桨距和总距随风向角的变化

9.4　侧滑飞行、侧飞和后飞

9.4.1　侧滑飞行

侧滑飞行，也是一种非常常见的飞行，因为在大气中有风天气是经常的，风总是从不同方向吹向飞机。在此种飞行中，迎面气流不是沿直升机纵轴方向流动，而是同纵轴成一定夹角（侧滑角 β_s）。如果气流是从左侧方吹向直升机，那么，直升机是向左侧滑；如果气流是从右侧方吹向直升机，则直升机是向右侧滑（图 9－15）。

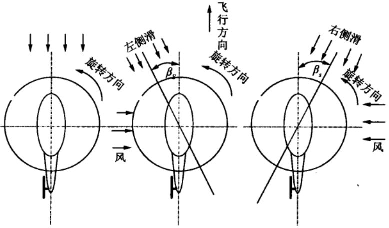


图 9－15　直升机的侧滑

侧滑可能在下述几种情况下出现：

（1）直升机在侧风中飞行。

（2）山区飞行。

（3）在有高障碍物的场地起飞和着陆时，不改变航向角而用侧滑来修正偏流。

（4）在转弯时蹬舵不够协调一致。

（5）直升机在试飞时为确定侧滑角的影响而进行的预定侧滑飞行。

在有侧风情况下进入着陆时，飞机做减速飞行，此时侧滑角由小变大，在悬停时达到90°。图9－16中给出在同一侧风风速下，侧滑角随飞行速度的变化。从图9－16可见，$\beta_{s0}>\beta_{s1}>\beta_{s2}>\beta_{s3}>\beta_{s4}$。

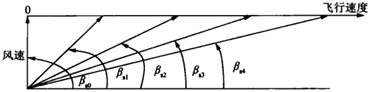


图9－16 侧滑角随飞行速度的变化

在侧滑飞行时，流过直升机机身、旋翼、尾桨、垂尾的气流有很大变化，因此产生了作用在水平面上的侧向力。这些力显著地改变了航向平衡和横向平衡，结果也改变了纵向平衡。

下面以单旋翼带尾桨式直升机、旋翼为右旋的平衡情况为例，与无侧滑平飞的平衡情况进行对比分析。

假设，直升机在右侧风情况下严格保持一定的航向飞行（向右侧滑）。在右侧风作用下，机身、尾桨、垂尾均产生向左的侧向力增量。尾桨、垂尾的侧向力增量使直升机向右转，为保持航向，飞行员蹬左舵，增大尾桨距，从而增大尾桨拉力，直至与旋翼反扭矩相平衡。同时，为克服向左的风吹挥舞和向左的侧力，飞行员要向右压杆，使旋翼产生一向右的水平分力。

由第4章知，直升机在无侧滑飞行时，迎面气流沿直升机纵轴吹来，最大挥舞角在第三象限，而靠近180°，如图4－8所示。在有侧滑时，旋翼桨盘的气动特性是以来流为对称，对右侧滑，桨盘的对称轴向右转，此时最大挥舞角也向右移，对机体而言，旋翼后向力减小，而侧向力增大。

在某一速度时，直升机尾桨距随侧滑角的变化如图9－17所示。从图9－17可见，尾桨距随侧滑角的变化呈线性关系，对右旋旋翼，尾桨拉力指向右，为保持航向，右侧滑（正侧滑角）越大，尾桨距越大即尾桨拉力越大；反之，尾桨距则越小。因此，尾桨距的操纵范围就决定了所允许的最大侧滑角。右侧滑，尾桨处于相当于旋翼爬升状态，尾桨距增大，因而尾桨需用功率增大，传到旋翼的功率减小，将出现高度下降的趋势。反之，左侧滑将出现高度上升之趋势。

9.4.2 侧飞

侧飞是直升机特有的又一种飞行状态，它与悬停、垂直飞行及后飞一起是实施某些特殊作业不可缺少的飞行性能。一般侧飞是在悬停基础上实施的飞行动作。其特点是要更多注意侧向力的变化和平衡。由于直升机机体的侧向投影面积很大，机体在侧飞时其空气阻力面积特别大，因此直升机侧飞速度通常比较小（不大于10m/s）。由于单旋翼带尾桨直升机的侧向受力是不对称的，因此左侧飞和右侧飞受力各不相同。

在飞行手册中，规定了最大后飞和侧飞速度。在试飞中，后飞和侧飞速度的测定，现

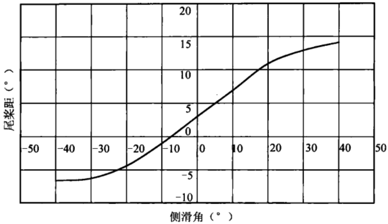


图 9-17　在 V_0 =120km/h 侧滑时尾桨距随侧滑角的变化

在都采用 GPS，GPS 测的是地速，其信号可直接进入计算机。

当飞行速度为零时，侧飞和后飞在执行任务过程中有重要意义，如直升机执行吊挂、打捞救生等任务，为更好的对准目标，直升机要做小幅的前后、左右移动；又如，武装直升机，为更好的消灭敌人、保护自己，要求做快速的前后、左右运动。最大的侧飞和后飞速度也是重要的性能指标之一。

左、右侧飞所能达到的最大速度也就是悬停时所允许的最大风速。向右飞，飞行员向右压杆，向左飞则向左压杆。对右旋旋翼，尾桨拉力指向右，向右飞，对尾桨而言，相当于旋翼处于垂直爬升状态，因此尾桨距随侧飞速度增大而增加。由于在悬停时旋翼的需用功率大，因而旋翼的反扭矩大，尾桨距大，尾桨拉力大。在右侧飞，尾桨距与侧飞速度成正比，所以最大尾桨距是在向右最大侧飞（侧风）速度时出现，而最小尾桨距是在最小飞行重量、向左最大侧飞（侧风）速度时发生。

对右旋旋翼，当直升机向左侧飞时，尾桨排出的诱导速度与来流相碰，尾桨可能处于涡环状态。另外，AH-64 试飞还发现，正左侧飞不是最危险状态，而是约在方位角 250°。在算例直升机适航取证试飞中，要求沿方位角 250° 方向进行侧飞以呈现最严重情况。

图 9-18 给出右旋旋翼直升机在左侧飞时，横向和航向操纵随侧飞速度的变化。从图 9-18 可见，向左侧飞速度越大，尾桨距越小，直至为负值。横向操纵随速度增加越来越负，即向左（向飞机运动方向）压杆越来越大。

图 9-19 给出右侧飞时，横向和航向操纵随右飞速度的变化；从图 9-19 可见，右侧飞速度越大，尾桨距越大。横向操纵随速度增加而增加，即向右（向飞机运动方向）压杆越来越大。

9.4.3　后飞

向后飞行或风从后面吹来，此时飞行员向后带杆。显然，后飞速度越大，后带杆量越大。图 9-20 给出算例直升机纵向操纵随后飞速度的变化。从图 9-20 可见，后带杆量与后飞速度基本呈正比。

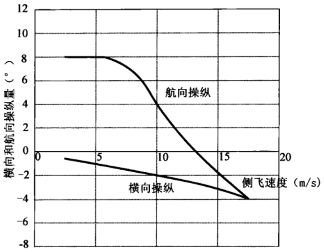


图9-18 左侧飞时，横向和航向操纵随侧飞速度的变化

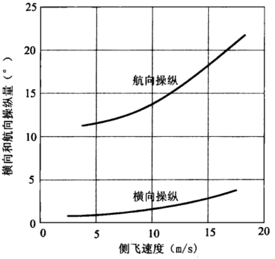


图9-19 右侧飞时，横向和航向操纵随侧飞速度的变化

最严重的后带杆对应于直升机的重心处于前极限、最大后飞速度状态。因只有前极限，后带杆才最大。在算例直升机试飞最大后飞速度时，驾驶杆已碰到座椅。在试飞时，速度应从小到大，逐步增加。

在后飞时，发动机的排气方向与飞行速度方向相反，影响了发动机的排气，当后飞速度很大时，排气受阻，会听到响声。同时，发动机排出的热气又重新被吸入，影响发动机的效率。

后飞时，风从平尾的后缘吹来，平尾的迎角在180°左右，升力不稳定，飞机也处于不稳定状态。

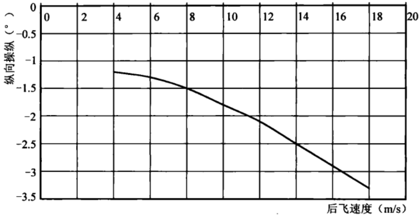


图 9－20　纵向操纵随后飞速度的变化

9.5 斜坡着陆

直升机能在狭小、不平的地面着陆，这是直升机的又一特点。由于直升机几乎能在任何地方起飞、着陆，这些地方就有可能地势不平，出现斜坡等情况，而直升机着陆时也可能顺坡、逆坡或横坡着陆，为此，用户常常对直升机提出斜坡着陆的要求，如逆坡着陆允许最大坡度为12°、横坡着陆允许最大坡度为10°、顺坡着陆允许最大坡度为8°等。

直升机在斜坡着陆前，旋翼旋转平面保持水平，如图 9－21a 所示。在着陆过程中，如右斜坡着陆，当左轮着地，以此轮为支点，机身向右倾斜，为使作用在机身上的力和力矩平衡，桨盘左倾，随着着陆进展，机身右倾越大，桨盘向左倾斜也越大，当桨盘左倾到最大右轮仍没有落地，右轮可在自重作用下自由落地，此时失去控制。为避免事故，根据飞行经验，地面坡度 β 与桨盘横倾角之间的关系如下：

$$\beta = (\frac{3}{2} \sim \frac{4}{3})A_{1C}$$

根据上式，如果最大 $A_{1C}=10°$，那么根据经验，允许着陆的最大坡度为 15°～13°。

对于逆坡着陆和顺坡着陆，和上述公式类似，只不过要考虑桨轴前倾的影响。对于逆坡着陆，地面坡度 β 与桨盘前倾角之间的关系为

$$\beta = (\frac{3}{2} \sim \frac{4}{3})(B_{1C} + i_F)$$

式中：i_F ——旋翼轴前倾角。

对于顺坡着陆，有

$$\beta = (\frac{3}{2} \sim \frac{4}{3})(B_{1C} - i_F)$$

可见，如果桨盘前后倾的角度一样的话，则逆坡着陆比顺坡着陆允许的坡度大。

在飞行手册中，常常规定斜坡着陆（顺坡、逆坡、横坡）坡度的要求，有的直升机用户也明确要求斜坡着陆的坡度。极限斜坡着陆常常是纵、横向周期操纵的极限，因此在旋

翼轴上将出现很大弯距。

在斜坡着陆验证中，要求从小坡度做起，逐步增大坡度，在试飞中，场地选择很重要，场地要开阔，尤其是顺坡着陆，注意尾桨、尾撑是否会碰地。着陆坡度可以用机内地平仪测量，也可以用测角仪在场地测量。

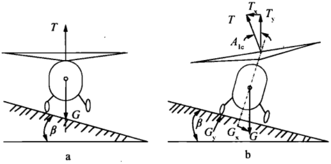


图9－21 在斜坡着陆时的受力

9.6 外吊载荷飞行

直升机的外吊载荷飞行，是直升机又一独特的飞行性能，现在得到广泛应用，备受人们的关注，其原因是：

（1）直升机不需要专门的机场跑道，可以在一般运输工具难以达到的地方（如狭小的山顶、峡谷、楼顶、舰平台等）进行起降、悬停、装卸货物，从而扩大了运输范围。

（2）直升机悬停进行装物卸货，可以将装卸货时间减小到最低限度，大大缩短了暴露在敌方火力的时间。

（3）可以吊装货舱内难以装卸的大尺寸货物，在空中吊装大型设备可以提高吊装效能和质量。

为便于吊装大型货物，美国和苏联专门设计了起吊直升机，如美国的S－64（图9－22），苏联的米－10等。从图9－22可见，该机有两个又高又大又宽的起落架，机身没有“肚子”，可用来装卸像集装箱、卡车那样的大型货物。

2008年5月12日，我国四川汶川发生大地震，该地区山高路窄，地形复杂，地震后，山体滑坡，道路中断，并形成多处堰塞湖，特别是唐家山堰塞湖，给下游地区造成极大的危险，为了泻掉湖水，排除险情，使用米－26大型直升机，紧急吊运重达12～13t的挖掘机、推土机等大型设备20多台，工作人员昼夜施工，及时排除险情。这是我国使用直升机成功大量外吊载荷的典范。

直升机的外吊载荷飞行按其不同的操作特点，可分为四种，即吊运、绞车、吊装和拖曳四种作业项目。

9.6.1 吊运作业

所谓吊运作业，就是把不能装入机舱的物资，或者虽能装入机舱但需要运到直升机不能着陆的地方（如山顶），由驾驶员吊到目的地，按规定的方法投放。其最大的优越性是



图9－22　S－64起吊直升机

节省时间。

吊运作业一般分为五个阶段：挂钩和起吊，增速和爬升，巡航、下降和消速，在规定的地点悬停和投放。直升机外挂运输，存在着与飞行安全有关的某些特殊问题，如吊挂物的气动稳定，吊索载荷的垂直弹跳，吊挂物的阻力载荷以及吊物机构的工作等。

1. 吊挂物的气动稳定性

飞行中，吊挂物将对直升机产生不利的气动力（力矩），该气动力（力矩）的大小与悬挂点的位置和位形有关。

（1）悬挂点的位置：悬挂点的位置是指吊挂物在机身的着力点是处于直升机重心的上边或者下边。悬挂点位于重心上边的称为高悬挂点，悬挂点位于重心下边的称为低悬挂点。直升机飞行时，吊挂物的重量 G 和它的气动力 P_{air} 的合力 P_G 的作用线不通过直升机重心时将产生扰动力矩，低悬挂点产生的力矩 M_B 要大于高悬挂点产生的力矩 M_A。由图9－23可见，在合力 P_G 相同的情况下，由于低悬挂点载荷作用线不通过直升机重心的距离 l_b 比高悬挂点载荷作用线不通过直升机重心的距离 l_a 要长些，故高、低悬挂点的扰动力矩对直升机的稳定性影响则不同。

1）在悬停状态：高悬挂点对直升机重心而言，属于倒摆，从系统的观点属于不稳定系统；低悬挂点对直升机重心而言，属于正摆，从系统的观点属于稳定系统。

2）在前飞状态：高悬挂点外挂物上作用的合力 P_G 对直升机重心产生的力矩 M_A 使直升机抬头，吊挂物上的合力 P_G 作用线与直升机重心的距离 l_a 会增长，力矩 M_A 可能会进一步增加，使直升机继续抬头，从系统稳定性观点来看，这是一个发散的过程，扰动力矩

$$M_A = P_G l_a$$

低悬挂点外挂物上作用的合力 P_G 对直升机重心产生的力矩 M_B 使直升机低头，吊挂物上的合力 P_G 作用线与直升机重心的距离 l_b 将逐渐缩短，直升机受到的低头力矩 M_B 也减小，从系统的稳定性观点来看，这是一个收敛的过程，扰动力矩

$$M_B = P_G l_b$$

"超黄蜂"、"黑鹰"、米-8直升机的悬挂点都属于低悬挂点。

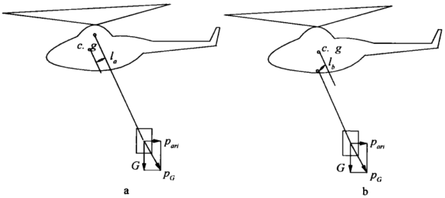


图9-23 悬挂点位置示意

(2) 悬挂点的位形：吊索系统的位形与稳定性有直接关系，吊索的基本位形有单点、两点和四点三种，如图9-24所示。

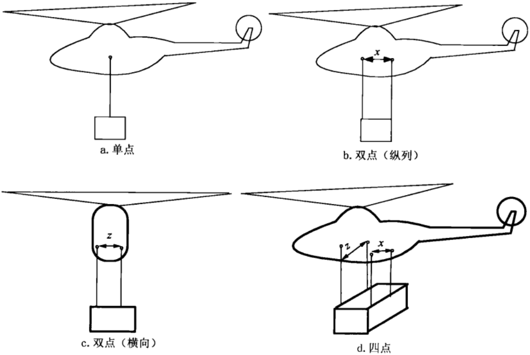


图9-24 吊运的基本位形

理论分析和实践证明，单点位形只能提供小的摆动稳定性，纵列两点位形仅对俯仰具有稳定作用，横列两点位形仅对滚转具有稳定作用，而四点位形对纵横、航向都具有稳定作用。两点和四点位形吊运产生的稳定力矩为

$$M_x = \frac{Gx^2}{57.3L} \quad （纵列式）$$

$$M_z = \frac{Gz^2}{57.3L} \quad （横列式）$$

$$M = \frac{G(x^2 + z^2)}{57.3L} \quad （四点式）$$

式中：L——吊索长度；

G——吊挂物重量；

x——沿直升机纵轴方向两点间的距离；

z——沿直升机横轴方向两点间的距离。

从以上表达式可以看出，吊挂物重量越重，吊索点间距离越长，吊索越短，吊挂物产生的稳定力矩越大，对飞行越有利。

吊索的长度还应从“直升机－吊挂物”系统的动态特性考虑，就是要注意吊挂系统的自然频率不能与直升机的短周期、长周期频率相近或相同，以免两系统发生共振。所以说，吊索的长度，严格地讲，应根据不同机型的气动特性、吊运的位形等综合考虑为宜。

2. 吊挂载荷的垂直弹跳

吊挂载荷的垂直弹跳是直升机和吊运货物综合体的固有频率与旋翼桨叶固有频率相耦合而产生的一种垂直振动。综合体的固有频率 ω_{zh} 可用下式表示：

$$\omega_{zh} = \frac{1}{2\pi}\sqrt{\frac{k_{so}(m_{ji} + m_{ho})}{m_{ji}m_{ho}}}$$

式中：k_{so} ——吊索的弹性刚度系数；

m_{ji}，m_{ho} ——分别为直升机、吊挂物的质量。

当综合体的固有频率 ω_{zh} 很接近旋翼的频率时将产生非常危险的垂直弹跳，避免垂直弹跳的有效途径是通过控制综合体的质量和吊索的弹性刚度系数，使固有频率低于旋翼的频率。

3. 外挂物的阻力载荷

对于外挂载荷飞行来说，没有一条死的规律可循，因为任何重量、尺寸和形状的物体，在飞行中的阻力随迎风面积、迎风面的形状、飞行速度等而变化，所以要求飞行员柔和地操纵，慢慢地增大或减小空速，不要使阻力突变。

9.6.2 绞车作业

所谓绞车作业，是飞行机组操纵直升机在需要的位置和高度上悬停，利用装于直升机一侧的绞车（升降机），将人员或物资从机舱里移出，然后放至地（水）面或建筑物上，如森林救火时向火场运送救火人员；或将人员或物资从地（水）面或建筑物上绞起，然后移入机舱内运行，如直升机水上救生。

（1）绞车作业的特点：在悬停飞行的基础上增加了载荷的变化和横侧的不平衡，需要驾驶员及时操纵，以保证位置和高度。绞车飞行有时要配备专门的绞车手，负责在机舱中操纵绞车和人员、物资进出机舱；或是在抢救伤病员时，利用绞车下到地（水）面，协助或把伤病员带入机舱。

（2）绞车作业：主要用在海上救生或陆上救险。在陆上，地质勘探人员、探险人员或

遇到火灾、水灾的受灾人员，不慎落入不好接近的地方，如山崖、被洪水包围的狭窄区等，其他交通工具不好接近，直升机是首选的救灾工具。此外，反潜直升机吊放声呐也是用绞车吊放。

9.6.3 吊装作业

所谓吊装作业，是飞行机组用直升机的机外载荷装置，按一定的方法吊起部件，吊运到预定的地方。在吊运时需地面人员配合，如地面指挥员、安装（或钩起）外吊物资人员。

直升机的吊装运行可以节省大量的人力和时间，经济效益和社会效益显著，如在交通不便的山区或大河两岸组装高压输电线塔。

为了执行吊装作业，研制了专用直升机，如美国的S-64，苏联的米-10等，从事各种吊运作业，如吊运机炮、汽车、导弹，甚至吊运在森林中采伐的木材。

9.6.4 拖曳作业

所谓拖曳作业，是用直升机的货钩或其他负载装置，与地（水）面相应工作人员及相应设备配合，按规定的方法连接地（水）面负载，使其移动位置的飞行。如直升机在海面拖曳扫雷具扫雷，有比舰艇扫雷更安全、效率高的优点。

拖曳作业的特点是负载不离地（水）面，拖曳力的反作用力对直升机形成的力矩，需要飞行员操纵旋翼在运动中不断予以平衡。

在诸如扫雷，救护、打捞、架设高压电线等特殊场合，直升机偶尔也用来拖曳。可用的最大拖索张力 T_{di} 是旋翼最大拉力和拖索对水平面夹角的函数。对于大多数拖曳作业，速度是很小的，可假设是悬停状态。拖索张力 T_{di} 的方程可由作用在直升机诸力的平衡得出。如图9-25所示。联立求解各力的水平和垂向分力方程，拖索张力 T_{di} 与总重量 G 之比是

$$\frac{T_{di}}{G} = -\sin\gamma + \sqrt{\sin^2\gamma + \left[\left(\frac{T_{max}}{G}\right)^2 - 1\right]}$$

图9-25中给出了几个最大拉力与总重量的比值时，拖索张力与总重量这个比值随 γ 而变化。若某直升机在海平面可产生12500kg的无地效旋翼最大净升力，如果它以7684kg的总重量飞行，拖索尽可能地保持平直，它就可能维持9944kg的拖索张力。

1. 吊运飞行的特点

直升机吊运飞行受大气环境状况、直升机飞行的运动状态、吊索及吊挂物气动特性的影响。吊运飞行有如下特点：

（1）稳定性、操纵性和机动性都较差。稳定性差：当外吊飞行时，由于受气流、重心等因素影响，可能引起吊挂物旋转、摆动，进而导致直升机的诱发震荡，从而危及飞行安全。操纵性差：直升机吊运飞行时，飞行状态和运动轨迹的变化受到吊挂物惯性、阻尼等因素的影响，使直升机状态改变时有明显的迟缓感觉。机动性差：直升机吊运飞行时，由于稳定性差和操纵性差，所以机动性受到限制。执行吊运飞行时，变速飞行的加速度不能太大，转弯坡度也不宜大。

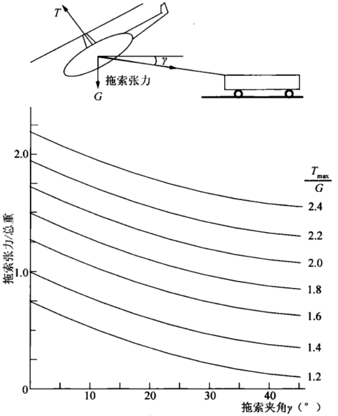


图 9－25　拖索张力/总重之比随拖索夹角的变化

（2）吊挂物重量与直升机的重心位置：吊挂物的最大重量应根据执行任务时的气压、气温、复杂气象和加油量确定，并留出足够的剩余功率以应对可能发生的意外情况。外挂载荷的作用线必须尽量靠近或通过直升机的重心，外挂物悬挂点虽然不变，但直升机的重心位置却随装载和燃油消耗而发生变化，这样就会出现附加力矩，引起直升机操纵性能的变化，因此必须严格控制重心位置。

（3）正确捆扎外挂物和选择主吊索长度：理论和实践证明，吊挂物重量大、外形对称、主吊索短，吊运摆动就小。因此，吊挂物最好包装成球形、正方形或长方形，尽量减小迎风面积，并捆扎结实牢靠，不得存在松弛或滑动现象。同时，在吊装时应使货物两边分钢索对称，受力相等。在吊运飞机和其他尺寸吊挂物之间相互干扰具有足够的安全度。同时，为了减弱吊挂物的摆动钢索又不能太长，如“超黄蜂”在南极吊运大型电机时就将吊索长度从 15m 改为 7m。

由于直升机吊运飞行操纵复杂、危险性大，所以必须对执行吊运任务的直升机飞行员进行培训。

2. 对吊运飞行员的培训

在飞行原理课培训中，应以被吊物体的重量及气动力对飞行的影响，特别是被吊物体发生摇摆对飞行的影响以及如何预防和修正等作为重点，特别是飞行中力和力矩的平衡问

题要讲清楚，这一点对吊装和拖曳飞行更为重要。

技能培训要在知识培训的基础上进行，培训尽可能按循序渐进的原则，如先吊运和绞车作业，然后再吊装和拖曳作业。吊运培训要先小重量，然后再大重量；吊装作业，要先吊短索，然后再吊长索。对于被吊的物体发生摇摆及修正，一定要使训练者有所体会。作为机长，要掌握修正方法。

3. 对直升机的选取

进行外吊载荷作业并不是任何直升机都能胜任的，必须根据外吊载荷特性来选取直升机。

（1）所选直升机的发动机要可靠性高。装有双发以上的直升机，如若一台发动机失效，能按民航适航条例“A”类执行运输飞行任务，保证飞行安全。此外，要实现运行安全可靠，还要有正确的维护和使用。

（2）发动机的功率和旋翼升力要有足够的富裕。要考虑运行环境，如标高、温度、风速等对运行的影响。

（3）直升机的重心变化范围要宽，操纵性要好。允许重心范围较宽，其适应性就较广。对于绞车作业，由于绞车通常安装在侧门，就要求横向重心范围较宽，这样可以以较大的上升速度提升较大的重量，特别是在需要绞车手协助提升人员（物）进入机舱的情况下，更为重要。操纵性能好，不但便于飞行员掌握该型直升机，而且节省作业时间，对安全和效益都有利。

（4）设备先进，维护简单。此处的“设备先进”，是对机外载荷运行来说的，如帮助飞行员操纵的自动驾驶仪的功能更适合于机外吊运载荷。

由于机外载荷运行多在野外，甚至是山区和荒无人烟地区，而且需要多次转移作业基地，交通往往不便，维护相对简单是非常重要的。

（5）经济性。既要考虑一般的运行成本，也要计算机外的有效载荷成本，还要考虑机外载荷运行环境的有效载荷成本，甚至根据具体载荷重量要求来计算成本。

以上五点，一般情况下，其各自的重要性按上述顺序排列。如果结合某些具体情况，重要性的排列顺序可能变化。如只做吊运作业，重心范围可以不考虑；如果拖曳作业所占比例较大，则重心范围的重要性要优先考虑。

第 10 章　特殊环境下的飞行

10.1　高原、山区的飞行

我国是个高原辽阔、多山的国家，因此应特别注意在这些地区的飞行。直升机飞行高度比较低，受地面的影响大，更应研究直升机在高原、山区飞行由于特殊的大气条件和地形变化，对直升机的飞行性能和驾驶技术的影响。

1. 在高原、山区飞行最明显的特点

（1）高原飞行。特别是在我国的青藏高原飞行，由于高度高，发动机功率随高度增加而下降，而直升机需用功率却有增加，使得发动机剩余功率大大减少，为能安全起飞，就要减小起飞重量，即有效载荷。

（2）地形复杂。由于高原地区多是山脉重叠、雪峰林立、地面崎岖、峡谷纵横，直升机起飞多半在峡谷中起飞，起飞场地受到高山的限制，起飞方向受到峡谷的限制。直升机离地后不得不在地面效应外垂直爬升。在这种场地进入着陆时，要在地面效应外的高度上悬停，即无地效悬停。在此高度悬停，必须增大功率，而当没有所需的剩余功率时，只有通过减少有效载重来减小飞行重量，使之有一定功率储备，这样飞行重量减小、有效载荷减少。

（3）山区飞行相对地面的实际飞行高度变化很大，因为在飞行过程中要飞越山岭、山峰、山谷和峡谷，所以要留有足够高的高度安全余量，通常在 300～500m。

（4）风沙大。高原常年多风，高空风大，超过 8 级的大风经常出现，通常在山区飞行都是在大气不稳定的条件下飞行，只有早晨风比较小一些。山区飞行风大，风向多变，有时由于颠簸很厉害，引起直升机上、下和侧方急冲、偏斜和侧滑。由于西藏、新疆气候干燥、沙漠多，土质疏松，地表缺少植被，大风经常形成沙尘暴、扬沙和浮尘天气，使能见度小于 5km。风沙大，容易使旋翼、尾桨的桨尖磨损、形成麻点、凹坑，使旋翼气动效率下降；同时，发动机吸入沙尘，也会使发动机进气堵塞，效率降低。因此，要求直升机有较高的防风沙能力和探测障碍物能力，发动机应装有防沙装置。

（5）日温差大。高原日间阳光辐射很强，夜间散热又很快，造成悬殊的温差。高的温差，直升机上的机件容易出现松动、裂纹、系统漏油漏气，因此要求直升机有较高的制造质量。

（6）气候多变。在山区，气候变化剧烈，云雨形成迅速。无风、无云的天气很快会刮起大风，出现云雾、降雨和降雪，有“十里不同天”之称，气象预报困难。

（7）冰雹多。高原山区地形复杂，热力对流较强，每年春夏相交季节，南方的温暖气流到达后，与冷空气相遇，形成大面积的冰雹区和结冰区，因此，要求直升机有防冰抗雹的能力。

（8）起飞着陆场地通常是不平坦的，带有斜坡，在地面上到处有不高的树丛，巨大的石块，或带沙砾的小石（干枯的河道），给着陆带来困难。

山区飞行最有利的时间段是早晨和傍晚。白天大气温度高，大气状态比较不稳定，出现积云和产生颠簸。在向阳山坡气流上升，在背阳山后气流下降，所以直升机在山区飞行避免靠近山坡和积云。通过山岭和山谷要同山岭和山谷成锐角飞行，以便能逐渐地改变所需的状态。通过山顶时，需要保持比山顶高300～500m的高度。在山区飞行由于条件特殊，要减小直升机的载重量，这一方面因为直升机不能带很大的重量起飞，另一方面在颠簸的条件下为保证所需的操纵性，旋翼应有备份的拉力。

空气的不稳定状态（颠簸），在飞行中使直升机的振动增大，并引起直升机动力结构部件的应力增大。

高原飞行时备份功率减小，使得有些情况不能垂直起飞和着陆，因而要按飞机方式起飞和着陆——滑跑起飞和滑跑着陆。

上述所有这些都使直升机的驾驶变得复杂，因而要求飞行员有相当丰富的经验，并在正常条件下由教员陪同进行山区飞行的专门训练。

2. 载重量计算

直升机飞行员应学会计算各种条件下的直升机的载重量，此时应考虑：

（1）海拔高度。

（2）由于需要进行垂直起飞，如在地面效应影响范围以外要减小的载重量。

（3）风速和风向。从载重量方面来看，对准风起飞比无风起飞更有利一些；有风时，如同带有速度飞行时一样，流过旋翼的空气流量增加，因此旋翼效能增大一些。

（4）当有必要按飞机方式起飞和着陆时，为了进行增速和减速，场地要有备份长度。

10.2 复杂气象条件下的飞行

复杂气象条件下的飞行是指：在夜间飞行；在降雨或降雪的天气下飞行；在云中或在云上的飞行；在大风条件下的飞行等。在复杂气象条件下飞行，飞行员一般看不到地面，驾驶技术要复杂得多。为此，在此条件下飞行的飞行员一定要经过专门训练，必须清楚了解并熟悉复杂气象条件下影响飞行的各种因素，而且要经过暗舱仪表飞行的训练。飞行员在复杂气象条件下的飞行准备中，应进一步学习各种仪表的工作原理及特点。

飞行员驾驶任何一种飞行器，都要经常做下述检查：检查飞行器的空间状态，即俯仰角、侧倾角（坡度）和航迹角，以及飞行器的相应角速度。检查飞行器同三个地轴［垂直轴（高度）、纵轴（飞行方向）、侧轴］的相关位置，并检查沿这些轴的移动情况。检查发动机、各种设备和特种设备的工作状态，以及无线电通讯情况。

第一部分检查，在简单气象条件下根据飞机的俯仰角和侧倾角，通过观察天地线和地面来进行。出现某种偶然扰动时，飞机相对原来状态的角度变化是非常快的，因而要求飞行员尽快地做出反应。在能看见地面的情况下，此种反应是十分正常的，人的身体平衡发

生变化，几乎是毫不犹豫地做出反应。

1. 夜间飞行

在看不见地平线和地面的情况下飞行时，情况就十分复杂。带有角位移时会产生离心加速度，此力使飞行员不能根据重力加速度方向的相对变化来判定方位。因为看不到地面，则不能用目测判定方位来处置这一情况。

此种条件下判定飞机空间状态的唯一设备是航空地平仪的天地线。该仪器不带任何延迟误差，这就使飞行员当飞机失去平衡时能迅速判定俯仰角和侧倾角。如果没有这种仪表就不能在复杂气象条件下飞行。但是，飞机上使用地平仪同在直升机上使用是有很大区别的。其区别是：飞机总是头朝前运动。如果飞机以大上升角爬升，那么飞机好像总是向上抬起；下滑时，飞机纵轴向下倾斜；水平飞行时，飞机纵轴也几乎总是水平的。可以说，飞机纵轴同飞行航迹总是一致的。

直升机纵轴的状态完全不能表示飞行航迹的方向。例如，垂直上升和垂直下降，直升机本身的纵轴几乎保持水平状态。

在各种飞行状态（爬升、下降、平飞）下，如飞行速度相同，直升机纵轴同地平线的关系位置，实际没有什么变化。

飞机安装的航空地平仪里的小飞机姿态表示是这样的：飞机爬高时，小飞机抬头；下降飞行时，小飞机下沉。

直升机安装的航空地平仪里的小飞机姿态是不变的，与飞行状态无关。所以在复杂气象条件下飞行，飞行状态（飞行轨迹倾斜）要根据升降速度表来检查。

如果飞行员在平飞中发现升降速度表的指针指示上升高度，那么说明直升机的飞行航迹是向上倾斜的。如果升降速度表的指针指示下降，那么说明直升机的飞行航迹是向下倾斜的。航空地平仪和升降速度表是并列或是上下安装的，综合使用这两种仪表可帮助飞行员检查直升机的空间姿态。

在复杂气象条件下使用升降速度表时，飞行员应注意，升降速度表的指示有某些延迟，这时应根据上升率和下降率的数值带有一定前置量来进行判断。

在看不见地平线条件下飞行时，使用航空地平仪、升降速度表和空速表的同时，配合使用无线电高度表、陀螺和无线电罗盘是很重要的。

气压高度表不能反映因地形而变化的真实飞行高度，所以在飞行中，飞行员总要看无线电高度表所指示的实际高度，尤其是在低空飞行。

由于复杂气象条件下飞行检查复杂，操纵直升机也变得复杂。现代直升机还不具有足够的静安定性和动安定性，其操纵具有迟缓的特性，飞行员可根据杆力来判断飞行状态变化，杆力有时带有一定规律性，但这个规律性却同飞机杆力的规律性不一样，所以在复杂气象条件下飞行，直升机飞行员应集中精力，特别认真地进行机动和从一个状态转入另一个状态。不允许操纵机构进行大的和激烈的动作。

2. 在云中或在云上的飞行

在云层不厚的条件下从一个状态转入另一个状态（增速、减速、转入上升、转入水平飞行和下滑），应在云上或云下飞行，穿云时要保持固定速度沿直线飞行，如要在云中改变飞行状态时应分几部分转入。例如，由上升转入下滑，先开始转入水平飞行，在保持稳定水平飞行之后，再转入下滑。

云中飞行时，飞行员应避免悬停、小速度和最大速度飞行。这些情况下的直升机平衡比中等速度飞行的直升机平衡复杂。飞行员应牢记直升机平衡的特点：任一操纵机构的倾斜都会引起总的平衡发生变化。操纵机构第一下的倾斜越大，总平衡的变化越强烈。

有时在云中飞行，不知不觉地就会出现结冰现象。所以，飞行员应特别注意观察结冰信号灯。信号灯出现故障的情况下，飞机出现震动和为保持飞行状态需用功率增大，这些现象都可看作开始结冰的征候。

严重结冰时，即使防冰系统工作正常，也不宜长时间在云中飞行。遇到这种情况最好出云，如云层高度过低，则要停止飞行，为此要飞到最有利的场地上进行着陆。

在做复杂气象条件下飞行准备时，应使直升机重心在正常位置，飞行重量要比平常减少一些。

10.3 在高温和严寒条件下的飞行

10.3.1 在高温条件下的飞行

所谓高温，通常是指大气温度（或座舱温度）在38℃以上。在高温环境下飞行，因散热困难，温度容易超过规定，对直升机性能和装备有重大影响。

1. 对性能和发动机的影响

在高温时，发动机功率下降，特别是活塞式发动机，功率储备小，温度升高，功率下降，使功率储备更小。因此在高温条件下，直升机起飞重量下降，或者说，悬停升限下降。另外，在高温时，驾驶舱温度更高，需要打开通风装置，给飞行员降温，这样会消耗更多的功率，更显得发动机功率不足。由于大气温度高、空气密度小使大气压力下降，造成发动机启动困难，启动温度容易超过规定，发动机功率下降。同时，大气温度高也使发动机和各机件工作时散热困难。

2. 对电子、电气设备的影响

气温升高使电子、电气元件参数发生变化，设备性能下降，以致发生故障。电子设备舱因通风不畅，舱内温度比机外温度高出很多，可以发现夏季故障明显增多。如果温度高而湿度又大，则会造成各种电子、电气设备的集成电路板、插头、管座生锈造成接触不良，电气材料绝缘性能降低等故障隐患。

3. 对各种油料的影响

环境温度升高，润滑油脂易变稀和分解变质，其润滑性能降低，引起机件的磨损和内部锈蚀，使密封性能变差，造成操纵紧涩、卡滞等现象。由于温度影响，燃油、液压油等容易膨胀渗出且油料蒸发，遇火种易引起火灾和爆炸。

4. 对橡胶、有机玻璃的影响

高温和日照易使橡胶加速老化（氧化），且温度越高老化越快，使橡胶发生变硬、变脆和表面龟裂，使之失去强度和弹性。有机玻璃随着温度的变化可以呈现玻璃状态、高弹状态和黏流状态，同时产生热应力，在表面形成裂纹，使透明度、强度和韧性大大降低，高温和日照天长日久将会使有机玻璃加速老化。

5. 对具有不同膨胀系数材料组合件的影响

温度的变化使零件的几何尺寸发生变化，由于膨胀收缩程度不同会引起变形，从而使不同材料的零件结合处产生松脱或脱焊，密封性变差，渗漏故障增多。

由于高温的影响，给机务保障工作带来很多困难。

10.3.2 在严寒条件下的飞行

严寒是指大气温度在零下20℃以下。

1. 在严寒条件下应注意的事项

（1）冬季寒冷，飞行前检查要快，特别是飞机停在室外时更要注意冻结。

（2）冬季寒冷，注意液体的防冰；燃料易污染，油箱内的湿气因冷而凝缩，变成水分，飞行前要确认燃料中无水分。

（3）确认自动倾斜器、液压伺服阀、各铰链没有被冻结。

（4）注意电子元件的抗冻能力。

（5）在寒冷天气，检查发动机的启动能力。

（6）天气易急剧变化，比如，飞行时遇到下雪、阵雨时，能见度差，目视飞行不可能，必须用仪表飞行。

2. 结冰

在飞行中，若出现结冰，会严重影响飞行性能，甚至产生严重后果。结冰通常发生在大气温度0℃左右。

（1）旋翼结冰：旋翼桨叶结冰，使升力减小，阻力增大，直升机需用功率增加。同时，直升机振动增大，桨叶铰链力矩增大，使飞行员驾驶困难。

（2）发动机进气道结冰：若是涡轮发动机，附着、堆积在进气道的冰，若吹散后会被吸进发动机内，所以非常危险；而且因进气流量减少而造成发动机功率下降。为此，在直升机涡轮发动机上，用压缩空气加热进气道周围来进行防冰，还要安装过滤网、进气格栅和微尘分离器，以防吹散的冰和雪进入进气道。

3. 乳白天空

所谓乳白天空，是指直升机在积雪地方和雪山附近飞行，或在积雪地面起飞和着陆时，由于旋翼下洗流而产生雪烟，周围变成一片白色，什么也看不见的一种现象。

旋翼下洗流诱发的乳白天空通常是在起飞和着陆时在地面附近发生，特别是在松软的雪地上做超低空飞行时，产生雪烟后方向全然不知，其结果会导致操纵失误，发生事故。

在雪地飞行，要判断雪的状态，即雪是松软还是坚硬，是新雪还是积雪，应尽量避免产生雪烟。在起飞时，提总距吹散直升机周围的积雪，采用垂直起飞，脱离雪烟。在积雪上着陆时，为避免机身卷进雪烟，一般在雪烟前飞行。雪上着陆，首先要确认着陆地点的积雪状况、地形，特别是地面是否平整，周围有否障碍物。如果在事先选好的地点（踏硬的雪上）着陆，最好以低的前进速度接地，绝不允许在未整治的雪地上加大前进速度后着陆。在着陆时，最好在无地效高度上到达着陆点上空，采用垂直下降着陆，下降率视雪的状态而不同。在非常松软的雪上着陆时，以低下降率下降，雪被吹飞，要边确认地面目标边接地。

10.4　海上飞行

直升机在海上飞行，一是以陆地为基地，即从陆地起飞，在海上飞行，执行完任务后再回到陆地。在民用方面，如海上救生、运送海上石油钻探人员和设备等；在军用方面，如扫雷、布雷、反潜等。一是以舰船为基地，直升机在船上，随船到外海去执行任务，如反潜、警戒、巡逻、打捞设备等。本文主要介绍后者。

10.4.1　舰载直升机

舰载直升机不像固定翼飞机那样需要起降跑道，除了可用于航空母舰外，也可以搭载于各种舰船上执行多种作战任务。因此，舰载直升机在未来战争中，必将具有更加广泛的应用前景，发挥日益重要的作用。

舰载直升机是一种可担负反潜、扫雷、攻击水面舰艇、救护、垂直登陆、运输等任务的多用途直升机。舰载直升机在执行任务时一般飞行速度较慢但比较灵活。它可在空中悬停，可以侧飞、倒飞，可在离海面非常低的高度飞行。

舰载直升机反潜时，在超低空海面上悬停，将吊放声呐投放到海中进行探测，3～5min 后，提起吊放声呐飞到另一海区，再进行同样的探测。直升机用这样的方法能很快完成大面积海区的搜索任务。若发现敌方潜逛，即刻投放反潜鱼雷、深水炸弹进行攻击。由于舰载直升机具有空中悬停、低空性能好等特点，因此大大提高了攻潜作战的效率。

舰载直升机扫雷时，拖带扫雷具在海上作超低空飞行。直升机扫雷比舰艇扫雷的速度快十几倍，而水雷对直升机又构不成威胁，因此可迅速为舰艇编队扫除水雷障碍。

舰载直升机进行武装攻击时，往往是贴近海面低空飞行，隐蔽地接近目标，然后突然升空攻击；攻击后立即下降高度，隐蔽返航。这就使得敌方雷达很难发现它的行动。

目前，世界上主要舰载直升机有以下几种型号：

（1）美国 SH－60B“海鹰”舰载直升机。该型机用于反潜、对舰监视和目标导向，1984 年装备舰队。旋翼直径 16.36m，机身长 19.76m、高 5.18m（折叠后长 12.47m、宽 3.26m、高 4.04m），最大起飞重量 9.93t，最大速度 296km/h，实用升限 5790m，航程 600km。装有功率 1240kW 发动机 2 台。主要武器为 2 枚 MK－46 反潜鱼雷。主要设备有数据链和终端、塔康、浮标接收设备、磁探仪、雷达、声呐等。

（2）S－70B 是在 S－70 的基础上改型发展而来的多用途直升机，用以扩大美海军的反潜和反舰能力，补充现有陆基和舰载固定翼飞机的不足，同时还可执行搜索救援、撤退伤员和垂直补给等。巡航速度 272km/h。有多种型别，其中 UH－60“黑鹰”为海军舰载反潜型。

（3）SH－3“海王”是美国西科斯基直升机公司研制的双发单旋翼带尾桨多用途直升机。公司编号为 S－61。主要用于运输、反潜、搜索、救援等，先后发展 20 余种型别，SH－3“海王”为美国海军的标准反潜直升机。最大平飞速度 267km/h，实用升限 4480m，各型共生产 1100 架。“海王”驾驶舱有正、副驾驶员，两名声呐员在主舱内，两套操纵系统。乘员在驾驶舱后面的机身左侧入舱门。大货舱门在座舱后面的机身右侧。“海王”改进型直升机增加了抵抗潜艇和低空导弹的能力。机上装有新型反潜设备，包括新的轻型声

呐、主动和被动声呐浮标、磁异探测器、航向姿态参考系统等。

（4）SH－2F“海妖”是美国卡曼公司研制的全天候多用途舰载直升机。主要用于执行搜索救援、观察和其他海上作业。该机是目前美军舰队在地中海、大西洋执行反潜、反舰导弹防御任务的主要机种。SH－2G“超海妖”是SH－2F的改进型，选装了前视红外传感器、电子干扰机等电子设备，反潜作战能力提高了4倍之多。最大平飞速度256km/h，实用升限7285m，最长续航时间5h。

（5）MH－53E“海龙”是美国西科斯基飞机公司为满足海军航空扫雷的需要而研制的，1991年正式服役。全机空重16482kg，最大平飞速度315km/h，升限5640m，转场航程（中途不加油）为2075km。该机加装了布雷区导航与航空扫雷设备。

（6）英国HAS3.2/3“山猫”舰载直升机。该型机用于反潜、搜索/攻击。1977年装备部队。旋翼直径12.8m，机身长15.47m、高3.59m（折叠后长10.61m、宽3.75m、高3.20m），最大起飞重量5896kg，最大速度333/306km/h，航程593/620km。装有功率为835kW发动机2台。主要武器为2枚反潜鱼雷或导弹、深水炸弹。主要设备有吊放声呐、磁探仪、雷达。

（7）“超山猫”与“山猫”海军型基本相同，该机采用最新技术的双发高性能发动机并具有全天候飞行能力，是专门为满足海军要求在小型船只上起落、重量轻的反潜和反舰直升机而设计的。该机装有深水声呐和可对海面进行360°搜索的雷达，增加了有效载荷、提高了续航能力，加装了强大的火力系统。“超山猫”可装备4枚“海鸥”、2枚“企鹅”反舰导弹或4枚“毒刺”导弹。座舱两侧挂2个挂架，每个挂架挂2挺7.62mm机枪；或配装2个M.159C挂架时，每个挂架可挂装19枚70mm的火箭。

（8）苏联卡－27/32“蜗牛”舰载直升机。卡－27“蜗牛”直升机是苏联卡莫夫设计局研制的双发共轴式旋翼通用直升机，是卡－25“激素”的后续型，有A型（反潜）、B型（中继制导）、C型（搜救）多种型别，主要用来完成两栖突击任务。卡－27A是基本反潜型直升机。旋翼直径15.9m，机身长11.3m、高5.4m，机组人员3名，最大有效载荷5t，最大巡航速度230km/h，实用升限6000m，航程800km。装有功率1640kW发动机2台。主要武器为鱼雷和深水炸弹。主要设备有搜索雷达、吊放声呐、声呐浮标、数据链和引导雷达。

（9）卡－32“蜗牛”是苏联卡莫夫设计局研制的双发共轴式旋翼多用途直升机，主要用于执行警戒、搜索和救援任务，具有昼夜全天候飞行能力。该机最后爬高是由苏联女飞行员创造的装载1000kg有效载荷，爬升到7305m。卡－32有运输型、海上作业型、飞行吊车型等多种型别。在最大起飞载重情况下，1台发动机能保持飞行。卡－32S在飞行中可进行自动控制。卡－32最大有效载荷：机内4000kg、外挂5000kg，最大平飞速度250km/h，最大巡航速度230km/h，实用升限6000m，悬停升限3500m，航程（最大燃油）800km，续航时间（最大燃油）4h30min。

（10）法国SA365F“海豚－2”舰载直升机。该机用于反舰和搜潜，1982年装备部队。旋翼直径11.93m，机身长13.74m，高4.01m（折叠后长11.93m、宽3.21m、高4.01m），机组人员2名，最大起飞重量4.1t，最大速度296km/h，实用升限4575m，航程865km。2台功率为596kW的发动机。主要武器为MK44/46鱼雷和4枚导弹。主要装备雷达、声呐浮标和磁探仪。

（11）AS565“黑豹”直升机是欧洲直升机法国公司生产的军用型直升机。主要型别有：武装型、反坦克型、高速运输型、反舰反潜型。武器装备有：机身两侧的外挂架各携带1个22枚68mm火箭弹及1个19枚70mm火箭弹的发射装置，可执行3h的近距支援任务。

（12）NH90是由法国、德国、意大利和荷兰联合研制的军用直升机。有两种型别：NFH90反潜型，它以搭载的军舰为中心，在100海里内进行搜潜、识别、跟踪和攻击，还可参加防空战，包括对反舰导弹的探测等。TTH90为陆基战术运输型。NH90直升机为全复合材料机身，整个设计具有低易损性，不易被探测和维护方便等特点。并在-40℃～+50℃温度范围内具有全天候工作的能力。还能满足抗坠毁要求的可收放前三点式起落架，前轮是双轮，后轮是单轮。NFH90直升机具有多种海上作战能力，如反潜、反舰、攻击超视距目标、垂直补给、搜索救援、护航和自卫等。机身两侧可挂带“飞鱼”导弹之类的空舰反舰导弹，机头下方可作360°回转的搜索雷达能连续工作4h15min。全副武装时最大巡航速度260km/h。座舱最多可容纳4人，机上设有救援绞车，主、被动式深水声呐和声呐俘标分配器。

（13）EH-101是由英国韦斯特兰直升机公司和意大利阿古斯塔公司联合研制的多用途直升机。有海军型、民用型和军用型。海军型能昼夜全天候飞行，可在陆基、大小舰船和油井平台上起降。EH-101海军型直升机可在6级海情、任意舰船航向、任意风向和93km/h风速时，在3500t级护卫舰上起降。最大起飞重量13000kg，有效载荷6083kg，带全部武器和任务载荷续航时间为5h，具有远距离巡航能力，航程在1000km以上。可装备反潜搜索雷达、深水声呐浮标、监视跟踪设备、自动寻的鱼雷、反舰导弹和小型武器、救援绞车等。

（14）日本KSS-2B舰载直升机。该机1984年装备部队，用于反潜。旋翼直径18.9m，机身长21.9m、高5.23m（折叠后长14.4m、宽4.98m、高4.93m），机组人员4名，最大起飞重量9.3t，最大速度267km/h，实用升限3720m，航程1166km。

10.4.2 舰载直升机的使用环境特点

舰载直升机日夜搏击在波涛汹涌、气象变化无常的大海，在狭小的飞行甲板上起降，其训练和维护工作难度比在陆地上要大得多。据美国安全中心统计，舰载直升机危及飞行安全的因素，事故率是宇航员的5倍，轰炸机飞行员的10倍，民航飞行员的54倍。因此，为确保舰载直升机的飞行安全，各国海军都非常重视舰载直升机的维护与训练。

舰载直升机是以舰船为基地，主要在海上活动，其使用环境与陆用直升机有明显不同。舰载直升机除具有一般直升机的共同特色外还具有以下特点：

（1）舰船的飞行甲板和机库尺寸有限，直升机在舰船上搭载受到很大限制。为了能够在窄小的机库内，容纳多架直升机，舰载直升机多采用可折叠的旋翼和尾斜梁。

（2）海上风浪频繁，气候多变，舰船航行还会引起相对风力。风大容易引起直升机桨叶挥舞摆振，造成启动或停转困难。

（3）舰船受海上涌浪的影响，经常处于摇摆、升降起伏状态，直升机着舰时容易出现侧滑或翻倒。为提高直升机在高海况下着舰的安全，大都采用助降装置，如鱼叉装置。

（4）舰上起降甲板周围建筑物（如指挥塔）会产生扰动气流区，为克服扰动气流区对飞行的影响，直升机必须具有大的功率和升力储备以及良好的操纵性和机动性。

（5）海上盐雾弥漫，空气湿度大。空气潮湿（特别是水汽中含有大量的盐分和氯离子）不仅引起直升机旋翼和发动机效能降低，还会加速机件腐蚀、老化，降低机件的使用寿命。因此，舰载直升机还必须有较强的防盐雾、防霉菌、防潮湿的“三防”能力。

（6）海上航行，温差、时差变化大。空气温度短时间内出现较大变化，易引起直升机各部位变形及部分连接点松动、系统漏气（油）、线路接触不良等故障。时差变化较大，容易使机组人员精力和体力下降。

（7）舰载直升机必须严防“舰面共振”现象的发生。海上的舰船受风浪的影响和主机的振动，船体也会发生摇晃和振动。当直升机在舰船上试车、起降时，舰船的振动频率比陆地上更容易与直升机振动频率相等或接近，从而发生“舰面共振”。

（8）大风、大雾、雨（雪）天数多是海洋天气的特点。由于大雾、低云、大风天数多，并时常伴随着雨雾天气，使能见度降低，严重危及直升机着船和飞行安全，也加速直升机部件的腐蚀、老化速度。

10.4.3 舰载直升机使用和维护中的几个问题

1. 起飞重量和有效载重明显减小

引起飞行重量和有效载重明显减少的主要原因有：

（1）海上悬停和在舰上起降时，由于海水易于流动，必须按无地面效应实施。显然无地面效应的起飞重量明显小于有地效。

（2）远洋和极地飞行，缺乏气象资料，天气状况恶劣，应按复杂气象飞行，多留应急备用功率，致使有效载重量减少。

（3）空气潮湿、气压低（最低气压仅为720mmHg，通常是760mmHg），空气密度减小，致使发动机有效功率和旋翼拉力普遍降低。如我国某型舰载直升机最大起飞重量陆地上为13t，海上为12t，舰上起降则降为11.5t。所以对舰载直升机的吊挂及运载量必须严格地控制。

2. 活动半径范围减小

喷气发动机的单位燃油消耗率随空气湿度的增大而增加。若当空气相对湿度增大到80%时，单位燃油消耗率将增加4%。舰载直升机在海上执行任务多在低空、超低空甚至贴近海面飞行，飞行高度低和空气湿度大都会使耗油量增加，活动半径必然减少。此外，直升机以舰为基地，海上飞行没有中间加油点，考虑到各种意外情况，必须多留应急油量，导致实际可用油量减少。由于机载通讯导航设备不佳，也限制了直升机更远距离的飞行。

3. 海上悬停困难

海上救护多用悬停救护，海上悬停比陆地悬停困难得多。当悬停高度过低时，旋翼气流和风浪使海水极不稳定，直升机很难保持预定的高度和位置。悬停高度若在15m以下，海水就会翻溅到座舱玻璃上。这时必须利用自动驾驶仪、参照罗盘、地平仪和悬停指示器，以保持稳定悬停。

4. 腐蚀严重，可靠性降低

长期海上飞行，致使不少部件、机件表面严重腐蚀。造成腐蚀的原因主要有：

（1）海上和极地空气湿度大、盐雾重。

（2）防腐层被破坏，水汽进入就形成腐蚀源。

（3）防腐手段落后，防护用品不足。

机件腐蚀再加上其他恶劣条件（如温差变化大等），就会影响机件及系统的工作可靠性，如启动系统故障、冷气和液压系统压力不稳、线路接触不良等。因此，腐蚀是舰载直升机的一个突出问题。

5. 气象状况预报困难

恶劣多变的天气，是影响舰载直升机完成任务和飞行安全的最危险因素。由于远离大陆陆地，海洋航区气象观察站少，因而很难掌握天气变化的规律，尤其是南极地区气候瞬息多变。为此必须加强对大气环流、风带、天气形势和极地卫星云图的研究，收集和积累海洋和极地的气象资料，提高天气近期和中远期预报的准确程度。

10.4.4 影响舰载直升机安全飞行的因素

舰载直升机安全飞行一直是世界各国海军十分关注并努力解决的问题。影响舰载直升机安全飞行的主要因素有：

1. 飞行安全的决定因素——培训高素质的空勤人员

舰载直升机由于飞行条件恶劣，气候多变，涌浪大，舰船摇摆，直升机着舰操纵技术复杂，海上作业难度大，飞行安全取决于空勤人员的心理素质和业务素质。据国外有关资料及国内对几次大的事例分析，人为操纵失误造成的事故在70%以上。

2. 飞行安全的重要因素——培养有素的飞行指挥人员

空中应急情况发生后，飞行指挥人员应能及时、果断、正确指挥，也可避免事故的发生。据某部资料统计表明，1977年以来共发生二等以上事故14起，其中50%与指挥员指挥不当有关。这就要求指挥人员既要有熟练的驾驶技术，又要全面掌握舰船的航行特点、海洋天气情况。

3. 飞行安全的根本要素——提高机务保障人员的专业维修水平

舰载直升机由于飞行和海上作业复杂、危险，维修条件相对较差，维修人员体力和精力消耗大，为保证舰上起降、系留、牵引、防腐等舰面操作准确无误和高的维修质量，必须对机务人员进行严格的培训、考核，并取得专业部门颁发的合格证书，才能上舰参与服务。另一方面，要加大舰载直升机的使用和故障规律性研究，提高维修的科学性；研制各种舰上配套的检测仪器，尽量做到原位检查，减少维修点，设置各系统的目检装置，便于及时发现问题，从而提高维修人员的专业检测水平。

4. 配装性能完善的导航、通讯和自动驾驶仪等机载电子设备

这些设备对远离大陆，在恶劣的条件下执行任务的直升机是必不可少的。它可以提高直升机“全天候”能力，能够昼夜在各种复杂气象条件下飞行，扩大直升机的飞行范围，增大其安全飞行的可靠性。

5. 加强飞行事故的科学研讨，是保证舰载直升机飞行安全的有效途径

对舰载直升机以往的飞行事故，应以科学、认真的态度收集、分析，找出事故的原因和教训，进而制定出相应的有效措施，防止和减少同类事故的重复发生。同时，对国外舰载直升机多发性故障，要认真研究总结，将研究成果应用于飞行员、指挥员和机务人员的培训，对保证舰载直升机的飞行安全具有指导意义。

第 11 章　平衡、稳定性和操纵性

11.1　直升机的平衡

在以前的分析中，如性能计算等，都认为作用于直升机上的诸力集中作用于一点，即直升机重心，把整架直升机当作一个质点来处理，只考虑力的平衡。事实上，这些外力不是作用在一点，而且作用在距重心有一定距离的位置，这样，力对重心就构成力矩；此外，直升机上还作用有外力矩，如桨毂力矩、机身气动力矩等。直升机在做稳定匀速飞行（包括悬停）时，除力的平衡外，还要考虑所有外力矩的平衡，即作用在直升机上的全部外力和外力矩之和等于零。稳定飞行分析也称平衡计算分析，其任务是求解在全部外力和外力矩平衡条件下的各参数。

直升机的平衡计算是直升机气动力设计时的基本计算，除匀速直线飞行平衡计算外，还包括稳定爬升、下降、自转、侧滑时的平衡计算，以及侧飞，后飞，盘旋、螺旋时的平衡计算。平衡计算还是直升机稳定性、操纵性和飞行载荷计算的基础计算，并为这些计算提供初始值。

直升机平衡计算一般采用机体坐标系，通常，右旋旋翼采用右手坐标系，左旋旋翼采用左手坐标系，对右旋旋翼，其规定如下：

原点在直升机重心；

X 轴在直升机纵向对称平面（或平行于该平面）内，指向前为正，绕 X 轴的旋转称为滚转，其角度称为侧倾（或滚转）角 φ；

Y 轴在直升机纵向对称平面（或平行于该平面）内，指向上方为正，绕 Y 轴的旋转称为偏航，其角度称为偏航角 ψ_s；

Z 轴垂直于直升机的纵向对称平面（或平行于该平面）内，指向右方为正，绕 Z 轴的旋转称为俯仰，其角度称为俯仰角 ϑ；

绕三轴旋转的各角度的正方向是：φ 角右倾为正，ψ_s 角左偏为正；ϑ 角抬头为正。图 11－1 中示出各力矩和各角度的正向。

直升机平衡计算和下面的操纵性、稳定性计算，采用机体轴系有下述好处：绕机体轴的惯性矩、惯性积为常值，不随飞行状态的改变而改变；沿机体轴的速度、加速度同飞行员的感受一样，同安装在机体上的测试仪器的测定一致，因此对研究直升机的飞行动力学问题特别方便。

在平衡计算时还要用到地轴系和风轴系。在考虑重力时采用地轴系方便，而在计算各

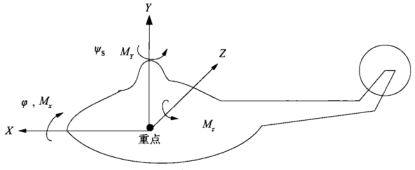


图11－1　直升机机体坐标系、力矩和角度的方向

气动部件的气动力时，采用风轴系方便。但这些力经坐标转换最后都要投影到体轴系上。

平衡计算的任务是根据平衡条件确定直升机稳定飞行时所需的四个操纵量（总距φ_7、纵、横向周期变距B_{1C}、A_{1C}和尾桨距φ_{tr}）和两个姿态角（俯仰角ϑ和侧倾角φ），以及作用在各部件上的力和力矩。后者作为外载荷用于受力和初步疲劳分析。

对常规单旋翼带尾桨式直升机而言，平衡计算所需的外力和外力矩来自下列部件：

（1）旋翼：旋翼拉力、后向力、侧向力、反扭矩和俯仰及滚转桨毂力矩，简称为旋翼六力素。

（2）尾桨：尾桨拉力和反扭矩。其实尾桨轴上也和旋翼一样，作用着六力素，只不过后向力、侧向力、俯仰及滚转桨毂力矩以及尾桨反扭矩的量值相对比较小，在全机平衡中忽略不计罢了。但在局部受力分析时（如尾桨轴受力分析）就不能忽略不计了。

（3）平尾：平尾升力和阻力。

（4）垂尾：垂尾升力和阻力。

（5）机身：机身升力、阻力、侧向力及机身俯仰、滚转和偏航力矩。

如果有短翼，则还应当考虑短翼作用的力。直升机的受力图见图11－2。

本章简单讨论全机的平衡方程及平衡方程的求解方法，结合算例直升机讨论直升机稳定飞行时的配平结果，并对直升机在低速和高速飞行时的配平特点进行讨论。

本章只讨论稳定平飞、侧滑和爬升时的平衡计算，关于自转的平衡计算见第6章，关于盘旋、螺旋飞行时的平衡计算见第7章，关于侧飞、后飞时的平衡计算见第9章。

11.1.1　平衡计算所需的原始数据

直升机平衡计算所需的原始数据也是稳定性、操纵性和飞行载荷计算所需的原始数据。原始数据包括：

1. 飞行条件

直升机重量和重心位置、飞行速度、高度、温度。

2. 旋翼数据

（1）几何参数：旋翼直径、桨叶片数、弦长、旋翼实度、水平铰偏置量、桨叶扭转角、桨轴前（侧）倾角、挥舞调节系数、桨毂预锥角。

（2）气动参数：桨叶升力线斜率、零升力角、桨叶挥舞刚度。

（3）质量参数：桨叶质量静矩、绕水平铰惯性矩。

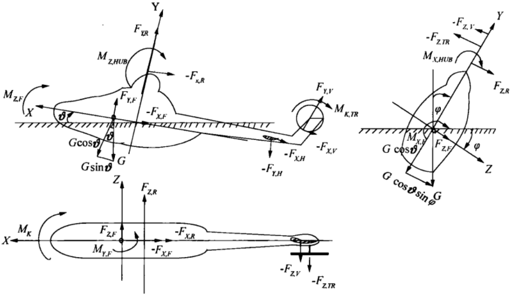


图 11－2　直升机的受力示意

（4）桨毂中心机体坐标。

3. 尾桨数据

尾桨数据包括尾桨直径、桨叶片数、弦长、尾桨实度、水平铰偏置量、桨叶扭转角、挥舞调节系数、升力线斜率、零升力角、桨叶质量静矩、绕水平铰惯性矩。尾桨毂中心机体坐标。

4. 平尾数据

平尾数据包括平尾面积、展弦比、安装角、升力线斜率、临界迎角；旋翼和机身对平尾的下洗系数；平尾气动中心机体坐标。

5. 垂尾数据

垂尾数据包括垂尾面积、展弦比、安装角、升力线斜率、临界迎角；尾桨和机身对垂尾的侧洗系数；垂尾气动中心机体坐标。

6. 短翼数据

短翼数据包括短翼面积、展弦比、安装角、升力线斜率、临界迎角；旋翼对短翼的下洗系数；短翼气动中心机体坐标。

7. 机身吹风数据

机身吹风数据包括机身模型特征面积、特征长度、重心位置、机身增重系数，以及机身吹风曲线：机身六力素随机身迎角和侧滑角变化的曲线；机身对平尾、垂尾、短翼的干扰曲线。

8. 操纵数据

操纵数据包括总距、纵/横向周期变距、尾桨距的操纵范围；自动倾斜器的操纵范围；自动倾斜器至桨叶的传动比；联动操纵数据。

9. 发动机数据

发动机数据包括发动机功率的高度、温度特性曲线；发动机、主减速器的功率限制；发动机的耗油率曲线；功率传递系数。

10. 全机质量数据

全机质量数据包括绕 X，Y，Z 轴的惯性矩和惯性积（用于操纵性和稳定性计算）。

11.1.2 全机的平衡方程及求解

直升机在空中做稳定飞行时，作用在直升机上的所有力和力矩之和应为零。这三个力和三个力矩的方程式分别为：

（1）纵向力平衡方程式：

$$\sum F_X = F_{X,R} + F_{X,TR} + F_{X,F} + F_{X,H} + F_{X,V} - G\sin\vartheta = 0 \qquad (11-1)$$

（2）法向力平衡方程式：

$$\sum F_Y = F_{Y,R} + F_{Y,TR} + F_{Y,F} + F_{Y,H} + F_{Y,V} - G\cos\vartheta\cos\varphi = 0 \qquad (11-2)$$

（3）侧向力平衡方程式：

$$\sum F_Z = F_{Z,R} + F_{Z,TR} + F_{Z,F} + F_{Z,H} + F_{Z,V} + G\cos\vartheta\sin\varphi = 0 \qquad (11-3)$$

（4）滚转力矩平衡方程式：

$$\sum M_X = M_{X,R} + M_{X,TR} + M_{X,F} + M_{X,H} + M_{X,V} = 0 \qquad (11-4)$$

（5）偏航力矩平衡方程式：

$$\sum M_Y = M_{Y,R} + M_{Y,TR} + M_{Y,F} + M_{Y,H} + M_{Y,V} = 0 \qquad (11-5)$$

（6）俯仰力矩平衡方程式：

$$\sum M_z = M_{z,R} + M_{z,TR} + M_{z,F} + M_{z,H} + M_{z,V} = 0 \qquad (11-6)$$

式中：G——直升机重量；

ϑ——俯仰角；

φ——侧倾角。

角标：R——旋翼；

TR——尾桨；

F——机身；

H——平尾；

V——垂尾。

上述6式中，作用在旋翼和尾桨上的力和力矩是通过计算求得；作用在机身上的六力素是以风洞试验结果为基础经计算求得。求作用在平尾上的力要考虑旋翼、机身对平尾的下洗，下洗系数由风洞试验和计算求得。求作用在垂尾上的力除要考虑机身对垂尾的侧洗外，更要考虑尾桨对垂尾的影响。

在求解时注意：$M_{X,R}$和 $M_{z,R}$项除侧力和后向力对重心所引起的力矩外，还包含桨毂力矩 $M_{x,hub}$和 $M_{z,hub}$。方程（11-1）、方程（11-2）、方程（11-6）为纵向平衡方程，方程（11-3）、方程（11-4）、方程（11-5）为横-航向平衡方程。通过6个方程联立求解可求出4个操纵量和2个姿态角。由于在求解时，有些待求量（如机身俯仰角 ϑ）又必须

预知，所以一开始常常假设 $\vartheta=0$，当 ϑ 有了第一次近似值 ϑ_1 之后，再将 ϑ_1 作为初始值，反复迭代，直至达到满意精度为止。在计算时以旋翼拉力等于直升机重量入手，代入原始参数，逐步展开，逐步求出旋翼、机身、平尾等部件在纵向平面的力和力矩，完成三个纵向平衡方程组的求解，在求解中进行几次迭代，可以以俯仰角 ϑ 也可以以纵向操纵 B_{1c} 作为迭代参数。因为机身俯仰角 ϑ 和纵向操纵 B_{1c} 都在变化。然后再求旋翼、机身、尾桨、垂尾等部件的横－航向平面的力和力矩，求解三个横－航向平衡方程组，最后进行总迭代。通过式（11－1）求出俯仰角 ϑ，通过式（11－2）求出总距 φ_7，通过式（11－6）求出纵向操纵 B_{1C}，通过式（11－3）求出侧倾角 φ，通过式（11－4）求出横向操纵 A_{1C}，通过 11－5 式求出尾桨距 φ_{tr}。

11.1.3 稳定平飞时的配平结果

以算例直升机为例给出理论计算和飞行实测结果，该机的原始数据见附录 1。该机最大平飞速度为 240km/h。计算和实测结果见图 11－3，图 11－5，图 11－6，图 11－7，图 11－10，图 11－11。

1. 纵向操纵量 B_{1C} 随飞行速度 V_0 的变化

纵向操纵量 B_{1C} 大小取决于俯仰力矩平衡方程中的各项，除旋翼特性外平尾力矩影响最大。

在图 11－3 中，给出在前重心、正常重心和后重心时，飞行实测的纵向操纵量 B_{1C} 随飞行速度 V_0 的变化。纵向操纵量 B_{1C} 是以百分数形式给出，全行程为 100%，前限为 0%，后限为 100%。图中的三条线是从大量实测数据中归纳得到的。从图中可以看到：

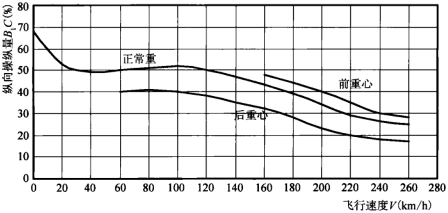


图 11－3　在不同重心时，纵向操纵量 B_{1C} 随飞行速度 V_0 的变化

（1）B_{1C} 的前倾量随飞行速度的增加而增加。飞行速度的增加，机身阻力 $-F_{x,F}$（$=D_F$）和平尾升力 $F_{y,H}$（向下）同时增加。为克服阻力，旋翼拉力矢量 R_R 前倾，机身低头，R_R 在水平平面的向前分量增大；此力同时产生一低头力矩，对于铰接式桨毂，旋翼拉力矢量 R_R 前倾还产生一低头桨毂力矩 $M_{z,hub}$，旋翼产生的低头力矩与平尾升力 $F_{y,H}$ 产生的抬头力矩 $F_{y,H}X_H$ 相平衡。

从图 11－3 还可看出，后重心 B_{1C} 的前倾量大于前重心和正常重心，这可从图 11－4

得到解答。

对于前重心，$X_{c,g}$为正，则

$$H_R Y_{c,g} + T_R X_{c,g} + M_{z,hub} = F_{Y,H} X_H$$

对于后重心，$X_{c,g}$为负，即在旋翼轴之后，则

$$H_R Y_{c,g} + M_{z,hub} = F_{y,H} X_H + T_R X_{c,g}$$

从上面两式比较可以发现，后重心的 H_R 和 $M_{z,hub}$ 比前重心的大。而 H_R 和 $M_{z,hub}$ 与 B_{1C} 成正比，所以后重心 B_{1C} 的前倾量要大一些。

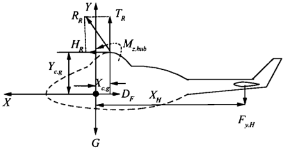


图 11－4　直升机纵向受力图

（2）在小速度时，曲线出现勺子形，这是由于在小速度时平尾受到旋翼强下洗流干扰的结果。勺子形的大小与平尾的位置和平尾的面积有关。对前置平尾图 11－3 具有代表性。

1）对后下置平尾：此类平尾在悬停时旋翼洗流打不到平尾上，一旦转入前飞，在小速度时，旋翼以很强的下洗流打在平尾上，使平尾的向下升力（阻力）突然增大，产生一突增的抬头力矩，为平衡此抬头力矩，纵向操纵必需更大的前倾来平衡此力矩，因此出现勺子，此勺子比前置平尾的勺子凹的更深，若平尾的面积较大的话，勺子凹的还要深。勺子右端实际上是反操纵，速度增加不是推杆而是带杆，这对飞行员的正常操纵是不利的，为此在有关规范中对反操纵的量提出了限制。美国的“黑鹰”直升机，平尾比较大，为解决出现的上述问题，平尾设计成是可操纵的，在小速度时，平尾安装角最大（42°），旋翼的下洗流沿着平尾的弦线流过，平尾的升力很小，不会出现勺子形。而在较大速度时，平尾安装角接近零度，处于正常状态。平尾安装角设计成可操纵的使操纵复杂化。

勺子出现的早晚与平尾与旋翼的距离有关，距离越大，出现越晚，即勺子向右移。

2）对高置平尾：由于在较大速度时旋翼的下洗流才打到平尾上，而此时下洗速度已比较小，对平尾的干扰亦较小，所以不会出现明显的勺子形。

（3）大速度飞行。当飞行速度大于 240km/h（最大平飞速度）时，B_{1C}略有前推，这是因为当飞行速度大于 240km/h 时，飞机不能保持平飞而有一垂直下降速度分量，此速度使平尾迎角减小，平尾产生的抬头力矩增量减小，平衡此力矩所需的前倾增量 ΔB_{1C}亦减小。

最大前推杆量发生在最大平飞速度、后重心，其值为 17% 左右，即留有 17% 左右的操纵余量；在确定纵向操纵最大前推杆量时，要考虑最大平飞速度，还要考虑最小飞行重量、后重心的状态。因为在不同飞行重量以同一最大平飞速度前飞时，机身阻力几乎是一样的，飞机重量小时旋翼的拉力就小，为克服机身阻力，旋翼桨盘就要前倾的多一些。

为保证飞行安全，在有关规范中明确规定，在所有飞行状态，操纵余量不小于全行程的15%。

2. 总距随飞行速度 V_0 的变化

在图11－5中，给出算例直升机在平原和高原时，飞行实测的总距值随飞行速度 V_0 的变化。从图中可以看出：

（1）在悬停时，总距 φ_7 较大；当飞行速度小于续航速度时，总距 φ_7 随飞行速度 V_0 的增加而减小；在续航速度时，总距 φ_7 最小。当飞行速度大于续航速度时，总距 φ_7 随飞行速度 V_0 的增加而增加；在最大平飞速度时，总距 φ_7 达最大值。为什么总距 φ_7 随速度 V_0 的变化会先小而后大呢？我们知道，对于桨叶的典型剖面而言，有

$$\alpha = \varphi_7 - \beta_*$$

式中：α——剖面迎角；

β_*——剖面来流角。

为了保持升力不变，迎角 α 基本不变。在小于续航速度时，随速度 V_0 的增加诱导速度减小，则 β_* 减小，φ_7 亦减小。当平飞速度大于续航速度之后，由于直升机机身低头逐渐增大，使桨叶来流角 β_* 增大，为了保持旋翼拉力不变，必须增大总距。当 V_0 大于最大平飞速度时，直升机不能保持平飞，有一垂直下降分速，此时来流角 β_* 不再增大，所以总距基本保持在最大平飞速度时的总距值。

（2）在高原飞行时的总距值明显大于在平原飞行时的总距值。这是因为旋翼总距与旋翼的拉力系数 c_T 成正比［式（4－31）］，而拉力系数 c_T 与空气密度成反比（高原空气密度低），所以总距与空气密度成反比，即空气密度越低，在产生同样升力（拉起同样重量）的情况小，翼剖面迎角就越大，总距就越大。

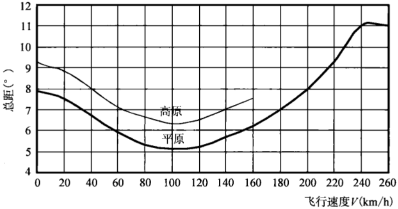


图11－5　在平原和高原飞行时，总距随飞行速度的变化

3. 俯仰角 ϑ 随飞行速度 V_0 的变化

俯仰角 ϑ 随飞行速度 V_0 的变化见图11－6。从图11－6可见：

（1）俯仰角 ϑ 随飞行速度 V_0 的增加而减小。俯仰角 ϑ 的表达式可写为

$$\vartheta = -\left(\frac{Q_F + H_S}{G}\right) = -\left(\frac{Q_F + H}{G} - B_{1C}\right)$$

从该式可以看出，直升机俯仰角 ϑ 随飞行速度 V_0 的变化取决于机身阻力 Q_F、后向力 H 和纵向操纵 B_{1C}。其中 Q_F 和 H 都是随飞行速度增大而增大，它们的作用使直升机随速度增加而越加有低头趋势。而纵向操纵 B_{1C}则由纵向力矩平衡条件来决定，随速度增加 B_{1C}使直升机有抬头趋势，但它的影响小于 Q_F 和 H 影响之和，因此随 V_0 的增加直升机越来越低头。为了改善机身过大的低头姿态，在构造上让旋翼轴有一个前倾角（此角通常在2°~4°之间），在巡航速度飞行时使机身接近水平姿态。

（2）在不同重心时，俯仰角 ϑ 随飞行速度 V_0 的变化趋势相近，但俯仰角 ϑ 值却不相同，前重心低头低的大。这是因为在前重心时，在同一速度下，纵向操纵 B_{1C}较小，B_{1C}使直升机的抬头趋势变小，而 Q_F 和 H 基本不变的情况下，从上式可见，俯仰角 ϑ 要更负一些，更低头一些。

（3）从图中还可看到，在小速度也有一勺子形，其原因和纵向操纵 B_{1C}出现的勺子形相同。对后下置平尾，勺子凸的更高一些。由于它是在小速度时出现，特别是在着陆前出现，将严重影响驾驶员的视界，因此对其值有一限制。

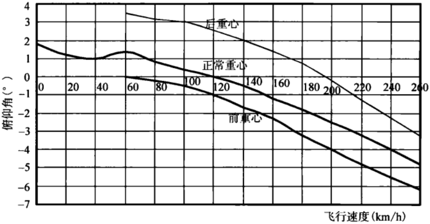


图11-6 俯仰角随飞行速度的变化

4. 横向操纵量 A_{1C}随飞行速度 V_0 的变化

横向操纵量 A_{1C}随飞行速度 V_0 的变化见图11-7，图中横向操纵量 A_{1C}是以百分数形式给出，左旋旋翼，最右为0%，右旋旋翼，最左为0%。从图11-7可见：

（1）A_{1C}随飞行速度 V_0 的变化不大，其变化量约占总行程的20%。而且其值基本都大于50%。需要说明的是，算例直升机为左旋，而且横向操纵左右不对称，向左为5.7°，向右为7.5°，其50%位置是右倾0.9°，是负值。

对于大多数直升机，在横向平衡中，由于尾桨拉力存在，并绕重心产生一滚转力矩，为平衡此力矩旋翼桨盘平面必须向尾桨拉力相反的方向一侧倾斜，即右旋旋翼向左倾斜，左旋旋翼向右倾斜，因此 A_{1C}小于50%，若中立位置为0，则为负值。

对于铰接式旋翼，当桨盘倾斜时除拉力的分量产生滚转力矩外，桨毂还产生同一方向的桨毂力矩，而跷跷板式旋翼，因无桨毂力矩，所以它要比铰接式旋翼倾斜的更多一些，为此，一般跷跷板式旋翼的桨心比较高，或者，在安装旋翼轴时让其侧倾，以减小旋翼横向操纵量。

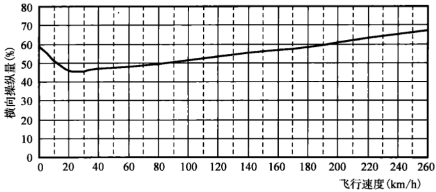


图 11－7　横向操纵量随飞行速度的变化

此外，不同横向重心位置对 A_{1C} 也有影响，事实上，右旋旋翼重心右移，旋翼升力相对重心产生一右滚力矩 $T_R Z_{c,g}$（图 11－8），此力矩与尾桨产生的力矩 $T_{TR} Y_{TR}$ 同向（通常，尾桨中心高于重心），二者叠加。为平衡这两个力矩，旋翼桨盘平面必须向左倾斜更多一些，或者说 A_{1C} 更负一些，以产生更大的左滚力矩 $S_R Y_{c,g}$ 和 $M_{X,hub}$。反之，重心左移，旋翼升力相对重心产生一左滚力矩 $T_R Z_{c,g}$，桨盘平面可向左倾斜的可少一些。

(2) 从图 11－7 中看到，在 $V=(20\sim30)\text{km/h}$ 时，A_{1C} 出现一凸起，这是横向挥舞系数 b_1 所引起的。在图 11－9 中，给出 b_1 随飞行速度 V_0 的变化，从图 11－9 可见，在小速度时 b_1 也有一凸起，这是由不均匀入流引起的。

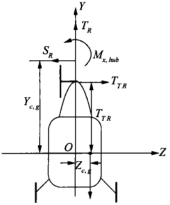


图 11－8　直升机的横向受力图

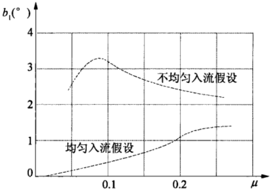


图 11－9　横向挥舞系数 b_1 随飞行速度 V_0 的变化

5. 侧倾角 φ 随飞行速度 V_0 的变化

侧倾角 φ 由横向力的平衡求得。以右旋旋翼为例，横向气动力和力矩如图 11－2 所示，其横向力平衡方程如下：

$$\sum F_Z = 0 \Rightarrow T_{TR} + T_V + S_R + G\cos\vartheta\sin\varphi = 0$$

为平衡旋翼反扭矩，尾桨拉力 T_{TR} 和垂尾升力 T_V 指向右，为平衡 T_{TR} 和 T_V 所产生的滚转力矩，驾驶员左压驾驶杆，产生侧向力 S_R 和由 S_R 产生的左滚力矩（$-S_R Y_R$），同时还产生同一方向的桨毂力矩 $M_{X,HUB}$，由于横向操纵 A_{1c} 只保证横向力矩平衡，所以 $S_R <$（T_{TR}

$+T_V$），为平衡 T_{TR} 和 T_V，直升机向左侧倾斜（左倾为负），产生一向左的重力分量以补偿 S_R 力之不足。

侧倾角 φ 随飞行速度 V_0 的变化见图 11－10。从图中可见：

（1）在 $V=10\sim100$km/h，φ 比较大，特别是在 $V=20\sim60$km/h，曲线出现较大凸起，这与 b_1 的凸起有关。

（2）侧倾角 φ 的值一般都比较小，从图中看，其最大值也不过 1.4°而已。侧倾角 φ 的大小取决于水平铰的外移量 e（$M_{X,HUB}$）、T_{TR} 及 T_V，e 越大，机身左倾越大；Y_{TR} 及 Y_V 越大，即尾桨和垂尾离重心越高，机身左倾越小。

侧倾角 φ 还与左、右重心位置有关，重心右移，A_{1C} 变小，侧力 S_R 变小，为平衡 T_{TR} 及 T_V 力，机身左倾要多一些。

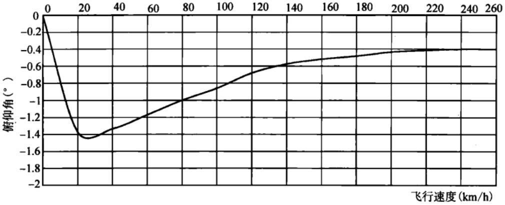


图 11－10　侧倾角 φ 随飞行速度 V_0 的变化

6. 航向操纵量（尾桨距 φ_{tr}）随飞行速度 V_0 的变化（图 11－11）

绕直升机体轴（原点在重心）竖轴 Y 的力矩平衡方程为

$$\sum M_Y = 0 \Rightarrow T_{TR}X_{TR} + T_VX_V - S_RX_R - M_K = 0$$

式中：X_{TR}，X_V，X_R——分别为尾桨、垂尾和旋翼中心距重心的距离；

M_K——旋翼反扭矩。

通常，X_R 很小，即旋翼桨毂中心距重心很近，故（S_RX_R）项可忽略不计。

在小速度时，因垂尾力 T_V 很小，可不考虑，这样

$$T_{TR} = \frac{M_K}{X_{TR}}$$

从上式可见，尾桨拉力 T_{TR} 与旋翼反扭矩 M_K 成正比，即与旋翼需用功率 N_{RE} 成正比，而尾桨距 φ_{tr} 与尾桨拉力 T_{TR} 成正比，所以尾桨距 φ_{tr} 与 N_r 成正比，因此，在较小速度时，$\varphi_{tr}\sim V$ 的曲线形状与 $N_r\sim V$ 的曲线形状相似。

在大速度（大于续航速度）时，随着飞行速度 V_0 的增加，旋翼需用功率 N_r 和垂尾力 T_V 均增加，旋翼反扭矩 M_K 亦增加，它由尾桨拉力 T_{TR} 和垂尾力 T_V 共同来平衡，即

$$M_K = T_{TR}X_{TR} + T_VX_V$$

T_V 随速度 V^2 的增加而增加，增加的很快，在航向平衡中所占的份额越来越大，而 T_{TR}

所占比例变小，所以 T_{TR}、φ_{tr}增加的较慢。

在大于最大平飞速度 V_{max}时，由于最大平飞速度受发动机功率（或主减速器功率）限制，平飞速度增加直升机需用功率增加，发动机可用功率不增加，直升机必然掉高度，掉高度后需用和可用功率平衡，旋翼反扭矩 M_K 不变，仍为限制功率所对应的扭矩；速度增加，垂尾力 T_V 也增加，由上式知，尾桨拉力减小，尾桨距减小。对算例直升机，最大平飞速度 $V_{max}=240\text{km/h}$，从图 11－11 中可见，在 $V_0>V_{max}$，φ_{tr}减小了。

从图 11－11 还可以看到，理论计算的 φ_{tr}明显小于实测的 φ_{tr}，这是因为在尾桨距标定时，尾桨是不旋转的，尾桨操纵线系处于无载状态。在飞行时，尾桨操纵线系处于受载状态，在载荷作用下，操纵线系被拉长，操纵间隙没有了，尾桨距必须消除这些影响后才能起作用。由于尾桨脚蹬在驾驶舱的最前端，而尾桨在机身的最后端，二者相距比较远，操纵线系长，操纵线系弹性变形大，更加大了理论值 φ_{tr}和实测值 φ_{tr}的差距。

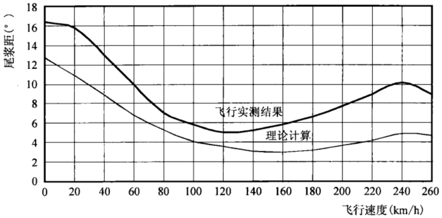


图 11－11　尾桨距随飞行速度的变化

11.1.4　侧滑时的平衡计算

直升机在天空前飞时，可能会遇到侧风，或者机头方向与飞行方向不一致，从而出现侧滑。出现侧滑，必然出现一个垂直机身对称面的气流分量，对尾桨而言，该气流分量垂直于尾桨桨盘，所以对尾桨拉力、尾桨距有非常大的影响；同时对垂尾升力也有很大的影响。为平衡尾桨和垂尾的侧向力，飞行员要进行横向操纵，同时机身姿态也要随之改变。所以在侧滑条件的平衡主要关注在某一飞行速度下尾桨距、横向操纵和侧倾角随侧滑角的变化。

对左旋旋翼直升机，尾桨拉力指向左。当出现左侧滑，或左侧来风时，对尾桨来说，相当于旋翼处于爬升状态。直升机以某一速度在有侧滑的条件下飞行，直升机的机身阻力随侧滑角的增加而增加，因而直升机的需用功率（或旋翼扭矩）也随侧滑角的增加而增加，特别是在大速度飞行时。对左侧滑，尾桨距必须增大以抵消左侧风所带来的尾桨桨叶剖面迎角的减小，还要考虑旋翼反扭矩增大需要增加的尾桨矩。对于装有垂尾的直升机，当出现左侧滑时，同样使垂尾的剖面迎角减小，导致垂尾的升力减小，要保证航向力矩平衡，尾桨距还要再大些以抵消垂尾的升力减小影响。对右侧滑，与左侧滑相反，尾桨距随右侧滑角的增加而减小。图 11－12 中给出算例直升机在 $V=120\text{km/h}$ 速度下尾桨距随侧滑

角的变化。算例直升机是左旋旋翼，并带有上、下垂尾。

从图 11 - 12 可见，在负侧滑角（右来风）时，风速使尾桨叶剖面迎角增大，为保持航向不变，必须减小尾桨距；而在正侧滑角（左来风）时，风速使尾桨叶剖面迎角减小，为保持航向不变，必须增大尾桨距；允许的最大侧滑角往往决定了尾桨的最大操纵范围。允许的最大侧滑角是变化的，它随飞行速度的增大而变小。如悬停，允许的最大侧滑角最大达 90°，而最大平飞速度时允许的最大侧滑角仅为 15°。

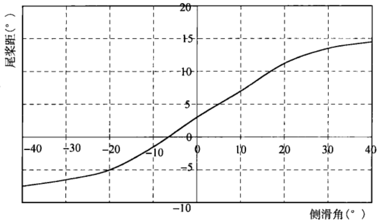


图 11 - 12　在 V=120km/h 时，尾桨距随侧滑角的变化

图 11 - 13、图 11 - 14 中给出横向操纵和侧倾角随侧滑角的变化。从图可见，二者随侧滑角的变化趋势与尾桨距随侧滑角的变化趋势相似。右来风向右压杆（右倾为负）以抵消吹风挥舞的影响。右压杆，使得绕飞机纵轴的滚转力矩平衡，但侧向力并不平衡，右压杆所产生的向右侧力远小于尾桨、垂尾、机身所产生的向左侧力，所以机身右倾，产生一向右的重力分量。

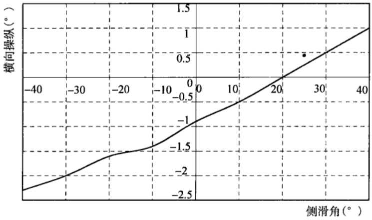


图 11 - 13　在 V=120km/h 时，横向操纵随侧滑角的变化

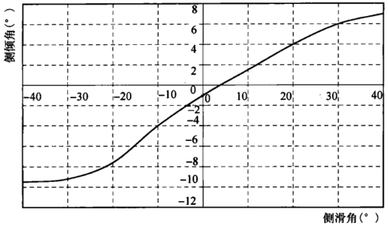


图 11-14 在 $V=120km/h$ 时，侧倾角随侧滑角的变化

11.1.5 斜爬升时的平衡计算

直升机通常以最大连续功率进行斜爬升，在爬升时总距一直处在高距状态。图 11-15 给出算例直升机在爬升时爬升速度随前飞速度的变化。该图的形状恰似直升机需用功率曲线的倒影。事实上也是这样，在需用功率曲线最低点也正是剩余功率最大的地方，所以也是爬升速度最大的地方。而在最大平飞速度点（$V=240km/h$）爬升速度为零，因为此速度就是按最大连续功率确定的。

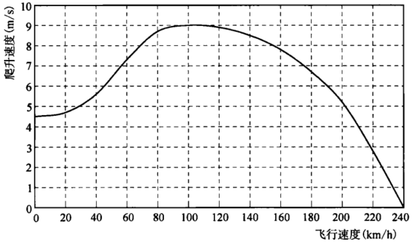


图 11-15 在斜爬升时爬升速度随飞行速度的变化

图 11-16 中给出在斜爬升和平飞时总距随飞行速度的变化。从图中可见，爬升时的总距在 8°~10.2°之间。在 $V_0=60km/h$ 时比平飞时大 2°左右，爬升速度越大，二者相差越大，如 $V_0=100km/h$ 时，$V_y=9$ m/s，平飞时总距为 5.2°，而爬升时总距为 9.2°，相差 4°。这是因为爬升速度越大，桨叶剖面迎角减小的越多，为保证旋翼升力等于直升机重

量，必须增加总距以补偿迎角的减小。

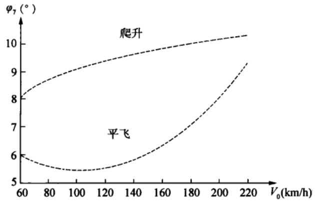


图 11－16 在斜爬升时总距随飞行速度的变化

图 11－17 中给出在斜爬升时纵向操纵随飞行速度的变化。将此图与图 11－3 相比可以发现，爬升时的纵向操纵量比平飞时略小一些，即前推杆多一些。这是因为在爬升时平尾在向下气流的作用下平尾负迎角增大，向下升力增大，抬头力矩增加，为克服此力矩桨盘要向前多倾一些。

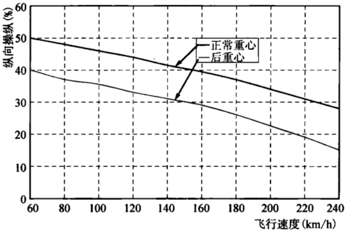


图 11－17 在斜爬升时纵向操纵随飞行速度的变化

图 11－18 中给出在斜爬升时尾桨距随飞行速度的变化。将此图与图 11－11 相比可以发现，爬升时的尾桨距比平飞时大 2°～5°，这是因为在爬升时发动机功率一直处在最大连续功率，旋翼的反扭矩一直处在最大状态，为平衡反扭矩，尾桨距必然处在高位。从图 11－18还可看出，计算的尾桨距小于实测值。

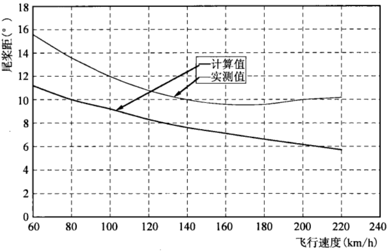


图 11－18　在斜爬升时尾桨距随飞行速度的变化

11.2　直升机的稳定性

11.2.1　稳定性概念

稳定性又称安定性，是直升机的一种运动属性，通常指直升机保持固有运动状态或抵制外界扰动的能力。

直升机在作定常直线飞行时会遇到各种各样的短时间的扰动，如阵风扰动，驾驶杆的偶然摇动，抛放重物而引起的重量重心变化等，都会使直升机的平衡状态遭到破坏。平衡状态被破坏瞬间的直升机运动趋势，称作直升机的静稳定性。如果直升机受到外界瞬时扰动作用后，不经驾驶员干预而具有自动恢复原来平衡状态的趋势，则称直升机是静稳定的；反之，在外界瞬时扰动后，直升机有扩大偏离平衡状态的趋势，则称直升机是静不稳定的。此外，还有第三种可能，即受到瞬时扰动后既无扩大偏离，又无自动恢复原来平衡状态的趋势，则称直升机是中性稳定的。

以常见的静态稳定性为例，见图 11－19。图 11－19a 球在凹面底部，是静稳定的；图 11－19b 球在凸面顶部，静不稳定，因为它一旦受到扰动后将离开原来的平衡位置一直加速；图 11－19c 球在平面上，中性稳定，它既无返回又无离去的趋势。

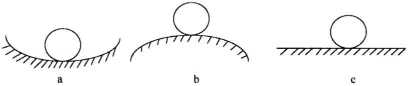


图 11－19　静态稳定性的三种类型

11.2.2 直升机的静稳定性

静稳定性问题，是指直升机受扰后的初始反应。为便于分析，将其分为纵向静稳定性、横向静稳定性和航向静稳定性。

1. 直升机的纵向静稳定性

纵向静稳定性包括对速度的静稳定性和对迎角的静稳定性。但这种分法，一般说来是假想的，因为实际上在多数情况下飞行时，如遇到阵风，它既改变了飞行速度又改变了迎角。为了简化分析，才假定有此种分法。

(1) 直升机对速度的静稳定性

直升机的速度静稳定性主要来自旋翼，见图 11-20。图 11-20 中虚线表示原来平衡状态的旋翼位置。对前飞的直升机来说，当飞行速度增加时，旋翼周向来流左右不对称性增加，引起周期挥舞增大而使桨尖平面后倒，从而旋翼气动合力由 R_0 后倾至 R_1 位置，对直升机重心产生一附加抬头力矩，抬头力矩的作用会使直升机上仰，减小前飞速度；当飞行速度减小时，旋翼产生一附加低头力矩，有增加前飞速度的趋势。因此旋翼对速度的变化起静稳定作用。

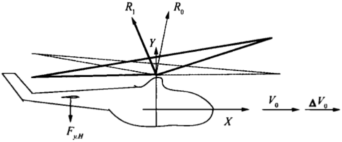


图 11-20 按速度静稳定性原理图

直升机的平尾也提供恢复力矩，平尾的升力 $F_{y,H}$ 向下，当速度增加时，平尾向下的升力 $F_{y,H}$ 增加，产生一附加的抬头力矩，使前飞速度降下来。因此平尾也起静稳定作用。

悬停状态的直升机在受扰后，如有向前的速度增量，则旋翼会出现吹风挥舞，使桨尖平面后倒，因此，悬停状态直升机按速度也是静稳定的。

速度静稳定性可按下列方法判别：

1) $\frac{\Delta M_Z}{\Delta V}>0$，表示速度增大引起抬头力矩，是对速度静稳定的。

2) $\frac{\Delta M_Z}{\Delta V}<0$，表示速度增大引起低头力矩，是对速度静不稳定的。

(2) 直升机对迎角的静稳定性

直升机在飞行中偶然受到干扰（如垂直阵风）后，迎角发生了变化，如受到干扰后抬头，若出现新的附加低头力矩，使之自动趋于恢复原来迎角，则直升机按迎角是静稳定的。反之，如出现的附加力矩是抬头力矩，使机身进一步抬头，则直升机按迎角是静不稳定的。

对前飞状态的直升机（图 11-21）来说，当机身迎角增加一个角度 $\Delta\alpha$ 时，前飞相对

气流在垂直于旋翼旋转平面的分速改变量为 $V\Delta\alpha$，因而桨叶各个微段的迎角随之增大，由此引起的桨叶微段的升力增量与 $V\Delta\alpha$ 和 u_t 成正比。

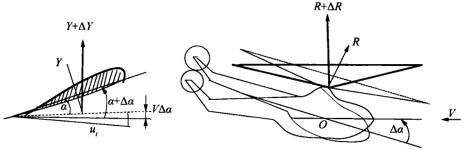


图 11 －21　按迎角静稳定性原理图

因为前飞时旋翼平面内周向来流速度分布不均，当迎角增加时，引起旋翼左右两边升力增加不等，“前行桨叶”一边升力增加的多一些，“后行桨叶”一边升力增加的少一些。这样加强了桨叶的周期吹风挥舞，使桨尖平面后倒，产生附加抬头力矩。同时，因为左右两边升力都有增加，也增加了旋翼气动合力本身，所以更加增大了附加抬头力矩。

反之，当迎角减小时。桨尖平面会相对于机身前倾，产生附加的低头力矩，不过，由于桨盘迎角减小，会使旋翼气动合力有所减小，所以旋翼产生的附加低头力矩比迎角增加相同时的附加抬头力矩小一些。

迎角静稳定性可按下列方法判别；

1）$\dfrac{\Delta M_Z}{\Delta\alpha}>0$，表示迎角增大引起抬头力矩，是按迎角静不稳定的。

2）$\dfrac{\Delta M_Z}{\Delta\alpha}<0$，表示迎角增大引起低头力矩，是按迎角静稳定的。

在前飞状态，旋翼按迎角是静不稳定的。为此，通常在直升机上安装平尾，以改善直升机在前飞时旋翼按迎角的静稳定性。平尾安装在重心之后，通常是负安装角，产生向下的气动力以提供抬头力矩，用来在前飞时配平旋翼产生的低头力矩，使机身有较好的俯仰姿态。当机身构造迎角增加时，平尾向下的升力减小，相当于产生附加的低头力矩。

悬停状态，直升机没有飞行速度，严格地说，不存在桨盘迎角。但是机身姿态即俯仰角是可以改变的。当机身俯仰角改变一个角度时，自动倾斜器跟着改变同样的值，旋翼桨盘平面也将随着机身一起倾斜同一角度。于是，桨盘平面与机身的相对位置同机身俯仰角未改变前一样，故没有附加力矩产生。这样，悬停状态旋翼按俯仰角变化是“中性”的。

至于整架直升机是否按迎角是静稳定的，需根据各部分的气动导数之和而定，即

$$\left[\frac{\Delta M_Z}{\Delta\alpha}\right]=\left[\frac{\Delta M_Z}{\Delta\alpha}\right]_R+\left[\frac{\Delta M_Z}{\Delta\alpha}\right]_F+\left[\frac{\Delta M_Z}{\Delta\alpha}\right]_H$$

其中旋翼和平尾的作用是主要的。

理论和飞行试验表明，直升机的重量和重心对迎角稳定性有明显的影响，重心越后，重量越大，则迎角稳定性越差，因此在设计时要严格限制后重心和控制最大重量。桨毂力矩大的旋翼（如水平铰偏置量大，或转速高，或桨叶静矩大），迎角不稳定性更严重，这是水平铰偏置量不可过大的主要原因。

2. 直升机的横向静稳定性

直升机在偶然受到干扰（如水平阵风）后，横向平衡受到破坏，直升机发生侧倾，这时会出现侧滑（侧移）。例如，当直升机向右侧倾时，右倾的旋翼气动力使直升机向右移动，即出现右侧滑。若此时出现新的左滚力矩来消除向右侧滑，即具有自动恢复原来横向平衡状态的趋势，则直升机是横向静稳定的；反之，则是横向静不稳定的。

直升机横向静稳定性可按下列方法判别；

（1）$\frac{\Delta M_x}{\Delta \beta_s}<0$，负值，表示向左侧滑引起右滚力矩，向右侧滑引起左滚力矩，横向稳定。

（2）$\frac{\Delta M_x}{\Delta \beta_s}>0$，正值，横向静不稳定。

横向平衡状态的破坏，导致侧滑运动，而通过侧滑运动，出现横向恢复力矩，这在定翼飞机称为“上反效应”。因为这种恢复力矩的产生是由于机翼具有上反角。

对于单旋翼带尾桨式直升机来说，横向静稳定力矩主要来自旋翼和尾桨。以悬停为例（图11－22），当直升机向右侧倾时，拉力的侧向分量导致直升机向右移动（图11－22b）。对于旋翼来说，右侧滑时旋翼出现吹风挥舞的“后倒角”（此时是侧风，侧倒），桨尖平面向直升机的左侧倾斜，产生左滚力矩（图11－22c）。对于尾桨来说，直升机向右运动时，相对气流使尾桨向右的拉力减小。由于尾桨高于直升机的重心，因而形成附加的左滚力矩。总之，旋翼和尾桨提供横向稳定力矩，带垂尾的机身一般也提供横向稳定力矩。

前飞时的直升机，向右侧倾导致向右侧滑，旋翼和尾桨出现左滚力矩的物理实质与悬停时一样。所以，直升机是横向静稳定的。

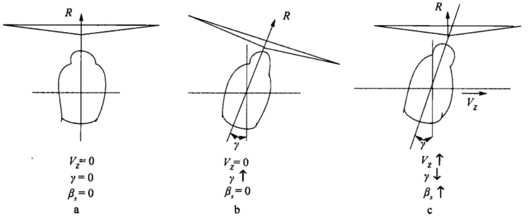


图11－22 横向静稳定性原理图

3. 直升机的航向静稳定性

当直升机偶然受到干扰偏离原来航向后，在干扰初始时若能产生恢复力矩，则直升机是航向静稳定的；反之，则是航向静不稳定的。

对于单旋翼带尾桨式直升机来说，尾桨对航向静稳定性起主要作用，在飞行速度较大时垂尾也起重要作用。

以图 11－23 左旋直升机为例，当直升机受扰后机头左偏 β_s 角，形成右侧滑，相对尾桨有轴向来流 $V_0\sin\beta_s$ 从尾桨右方吹来，增大了尾桨桨叶的迎角，尾桨向左的拉力增大 ΔT_{TR}，使绕直升机重心的右偏力矩增大，该力矩驱使直升机向原来航向回转，力图消除右侧滑。

同理，当直升机受扰后机头右偏，则出现左侧滑，使尾桨向左的拉力减小，绕直升机重心向右的力矩减小而不足以配平旋翼的反扭矩，直升机会按照旋翼反扭矩的方向左转，力图恢复原航向以消除左侧滑，所以直升机对侧滑角是航向静稳定的。

现在大多数直升机装有垂尾，当有侧滑时，垂尾的升力总是提供航向恢复力矩（图 11－24），有助于改善航向静稳定性。

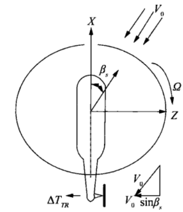


图 11－23　尾桨的航向静稳定性原理图

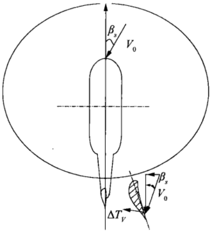


图 11－24　垂尾的航向静稳定性原理

直升机在静止空气中悬停时，则无飞行方向，因而其航向稳定性可认为是“中性”的。

直升机航向静稳定性可按下列方法判别：

（1）$\dfrac{\Delta M_Y}{\Delta\beta_S}<0$，表示向右侧滑引起向右的的偏转力矩，或向左侧滑引起向左的的偏转力矩，航向静稳定。

（2）$\dfrac{\Delta M_Y}{\Delta\beta_S}>0$，航向静不稳定。

11.2.3　直升机的动稳定性

静稳定性是直升机受扰后的初始反应，而直升机受扰后的运动全过程则是动稳定性问题。动稳定性研究直升机受扰后飞行状态的动态过程，确定直升机受扰后的运动最终是否及如何趋于原来的平衡状态，是一个非定常问题。

具有静稳定性的直升机不一定就是动稳定的，但是静不稳定的直升机必是动不稳定的。原因是直升机若无恢复力（或力矩），受扰后不可能恢复原平衡状态。研究直升机的动稳定性，不仅要判断它是否稳定，而且要了解受扰后运动的具体特征，如运动的周期、频率、收敛（或发散）的快慢等。研究动稳定性的方法有多种，都是建立在表示直升机运

动特征的运动方程，用不同方法计算或判断各个运动参数随时间的变化规律上。这些方法统称为“稳定性理论”。目前以常系数线性微分方程的稳定性理论较为完善。

1. 直升机运动类型

直升机在受扰后的运动类型可分为以下几种：

（1）非周期衰减运动：动稳定，见图11－25a。

（2）非周期发散运动：动不稳定，见图11－25b。

（3）周期衰减运动：动稳定，见图11－25c。

（4）周期发散运动：动不稳定，见图11－25d。

（5）非周期中立动稳定：见图11－25e。

（6）周期中立动稳定：见图11－25f。

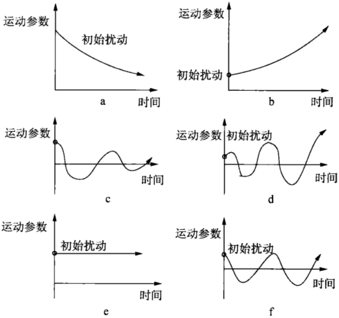


图11－25 动稳定类型

2. 动稳定性的主要指标

衡量直升机动稳定性好坏的主要指标有（图11－26）：

（1）半衰期 $T_{1/2}$ 和倍幅时间 T_2：$T_{1/2}$ 为阻尼振荡的振幅包线或非周期衰减运动的幅值减至初始扰动值一半所经历的时间；T_2 为发散振荡的包线或非周期发散运动的幅度增至初始扰动值一倍所经历的时间。

（2）周期 T 或频率 N：只有振荡模态才有此参数。分别为直升机受扰后振荡一次所需的时间和单位时间振荡次数。

（3）振幅 A：目前各国有关动稳定性的规范要求不尽完全相同，下面以民用航空规章FAR27的要求为例来说明：

1）周期小于5s的任何振荡，在不大于一个周期内振幅必须衰减到原振幅1/2。

2）周期等于或大于5s，但小于10s的任何振荡，在不大于2个周期内振幅必须衰减

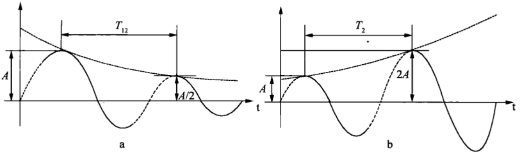


图 11－26　动稳定性指标

到原振幅的1/2。

3）周期等于或大于10s，但小于20s的任何振荡，都必须是衰减的。

4）周期等于或大于20s的任何振荡，20s内不得达到两倍振幅。

5）任何非周期性响应，在6s内不得达到两倍振幅。

由此可以看出，对短周期的振荡运动要求严格，而对长周期的振荡运动要求可以稍微放宽。这是因为驾驶员对长周期的振荡运动可以及时地实施操纵。

11.2.4　直升机的阻尼

直升机的动稳定性与其阻尼直接有关，直升机在受扰转动后出现的阻滞转动的力矩称为阻尼。

1. 直升机的纵向运动阻尼

直升机的纵向运动阻尼主要来自旋翼和平尾。当直升机以俯仰角速度绕横轴转动时，对于铰接式旋翼，由于桨叶与桨毂是铰接的，机身的抬头转动不能立刻将此转动传给旋翼。由于桨叶惯性的缘故，桨尖平面的转动滞后于机身的抬头转动。在这一动态过程中，倾转着的旋翼气动合力总是对重心产生附加的低头力矩，阻止机身的抬头转动，因而是阻尼力矩。见图11－27。同理，在机身低头转动时，会出现一抬头力矩，阻止机身的低头转动。

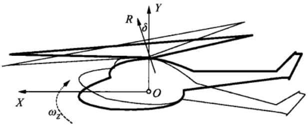


图 11－27　旋翼俯仰运动阻尼原理

平尾也提供纵向运动阻尼。当直升机以俯仰角速度作抬头转动时，在平尾处产生向上的相对气流速度，该速度使平尾的负迎角减小，因而向下的升力减小，即减小了平尾产生的抬头力矩，相当于产生附加的低头力矩，阻止机身的抬头转动。同理，在机身低头转动时，平尾提供的抬头力矩增大，同样阻止机身转动（图11－28）。

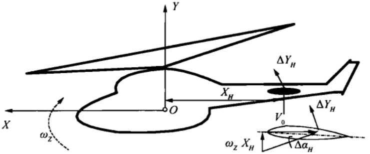


图 11-28 平尾俯仰运动阻尼原理

直升机的纵向运动阻尼表示为

$$\frac{\Delta M_Z}{\Delta\omega_Z}<0$$

即俯仰角速度与所引起的俯仰力矩反号，应特别注意阻尼与静稳定性的区别。阻尼与角速度有关，但与角度无关，而静稳定性（如迎角静稳定性）是位移改变所引起的力矩变化。对旋翼来说，一旦机身停止转动，旋翼桨尖平面赶上构造旋转平面，阻尼就消失。对平尾来说，一旦机身停止转动，阻尼因迎角停止变化而消失。阻尼对直升机的受扰运动（全过程）起着重大作用。若阻尼过小，直升机受扰后可能长时间摆动。

下列方法可在构造上增加阻尼：

（1）增加桨叶绕挥舞铰的惯性矩。

（2）旋翼的挥舞铰偏置量选得大一些，这样可使桨毂力矩较大，当机身姿态改变时，桨尖平面滞后而产生的阻尼也增强。

（3）重心要低，使旋翼气动合力作用线距直升机重心的距离较大，即增长了阻尼力矩的力臂。

（4）加大平尾面积或平尾到直升机重心的距离，即增加平尾的阻尼力臂。

2. 直升机的横向运动阻尼

直升机在滚转中也会出现阻尼。对于单旋翼带尾桨式直升机来说，横向阻尼与纵向阻尼一样，主要来自旋翼的滞后，此外还与尾桨和垂尾有关。对尾桨来说，由于直升机的滚转运动 ω_X 在尾桨处产生 $\omega_X Y_{tr}$ 的附加来流（图 11-29），改变了尾桨的拉力大小，增加了横向阻尼。对垂尾来说，不仅提供航向阻尼，也提供横向阻尼（如果垂尾的气动中心高于直升机重心）。

直升机的横向运动阻尼的判别式为

$$\frac{\Delta M_X}{\Delta\omega_X}<0$$

表明滚转角速度引起反向滚转力矩，是阻尼。

3. 直升机的航向运动阻尼

对于单旋翼带尾桨式直升机来说，航向阻尼主要来自尾桨和垂尾。以图 11-30 为例，该机旋翼为左旋，当直升机机头以角速度 ω_Y 向左偏转时，相对尾桨有轴向来流 $\omega_Y X_{tr}$ 从尾桨右方吹来，增大尾桨的剖面迎角，尾桨拉力 T_{TR} 增大，从而出现使机头右偏的附加力矩，

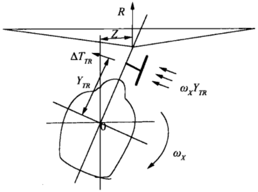


图 11－29　直升机的横向运动阻尼原理

阻止机头向左偏转。同理，若机头以角速度（$-\omega_Y$）向右偏转，尾桨的入流速度（增大），使桨叶的剖面迎角减小，引起 T_{TR}的减小，出现使机头左偏的附加力矩，阻止机头向右偏转。一旦机头偏转运动停止，尾桨的附加入流消失，阻尼随即消失。

垂尾提供航向阻尼的机理与平尾提供纵向阻尼的机理类似，都是源于机身角运动引起垂尾剖面的迎角变化。

用下式判别直升机的航向运动阻尼：

$\dfrac{\Delta M_Y}{\Delta \omega_Y}<0$，表明偏航角速度引起反向偏航力矩，是阻尼。

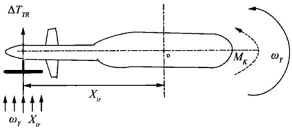


图 11－30　航向运动阻尼原理

11.3　直升机的操纵性

1. 操纵种类

直升机有四个操纵，即纵向操纵 B_{1C}、横向操纵 A_{1C}、总距 φ_7 和尾桨距 φ_{TR}。直升机驾驶员通过这四个操纵来保持和改变直升机的飞行状态。

（1）纵向操纵 B_{1C}：直升机的纵向操纵 B_{1C}是通过驾驶杆的前后移动来实现的。这个操纵产生了纵向力和相对直升机重心的俯仰力矩，使直升机向前加速或减速飞行。

（2）横向操纵 A_{1C}：直升机的横向操纵 A_{1C}是通过驾驶杆的左或右移动来实现的。这个操纵产生了横向力和相对直升机重心的滚转力矩，使直升机向左或向右飞行。

（3）总距操纵 φ_7：直升机的总距操纵 φ_7 是通过总距杆的上、下运动来改变旋翼的拉

力。总距改变的同时发动机油门也相应改变，所以，又将总距杆称之为总距-油门杆。改变总距使直升机上升或下降，改变飞行高度。

（4）航向（尾桨距）操纵 φ_{TR}：直升机的航向（尾桨距）操纵 φ_{TR} 是通过左蹬或右蹬脚蹬来实现的。这个操纵产生了相对直升机重心的偏航力矩。通过这个操纵改变飞行方向。

直升机的稳定性反映了直升机保持基准运动状态的能力，而操纵性是研究直升机在人为操纵后的飞行状态改变的动态过程。该过程是个非定常过程。一般用两个术语来定义操纵性：操纵功效和灵敏度。驾驶员不仅希望操纵力和操纵机构的位移合适，而且希望直升机对座舱操纵的反应既不太小或过于迟钝，又不太大或过于灵敏。这样就衍生出与直升机操纵响应有关的两个术语：灵敏度和反应时差。其中灵敏度说明了直升机对操纵输入的反应大小，反应时差则反映了直升机对操纵输入的反应快慢。

2. 操纵功效

操纵功效是指单位操纵倾角或位移（自动倾斜器倾角或驾驶杆位移，尾桨距或脚蹬位移）所引起的绕直升机重心的操纵力矩，如$\frac{\Delta M_X}{\Delta A_{1C}}$或$\frac{\Delta M_Y}{\Delta \varphi_{TR}}$。

旋翼轴倾斜（或自动倾斜器）引起旋翼旋转平面倾斜，于是产生对直升机重心的拉力力矩 $Th\sin\varepsilon$，力求使直升机倾斜（图11-31）。其中 ε 为旋翼旋转平面倾斜角。

如果旋翼有水平铰，水平铰外移量为 e，当旋翼倾斜时，离心力 F_C 产生一附加力矩，即桨毂力矩，此力矩等于：$F_c e\sin\varepsilon = \frac{k}{2}M_s\Omega^2 e\sin\varepsilon$

因此，由于旋翼旋转平面倾斜旋翼产生的合力矩 M 为

$$M = (Th + F_C e)\ \sin\varepsilon$$

此力矩与自动倾斜器倾角的比值如$\frac{\Delta M_X}{\Delta A_{1C}}$叫做操纵功效。从上式可见，操纵功效随着旋翼到重心的距离 h 增大而提高，随着水平铰外移量 e 的增大而增大，还随着离心力 F_C 的增大而增大，即随着转速和静矩的增大而增大。显然，无铰旋翼有很大的操纵功效，而跷跷式旋翼（中心铰式旋翼）操纵功效较小。计算表明，由离心力 F_C 产生的附加力矩（桨毂力矩）约占合力矩 M 的一半。所以，只有两片桨叶的跷跷板式旋翼，由于没有桨毂力矩，其操纵功效较差，为补偿其不足，常常采取提高旋翼到重心距离 h 的办法，如 R22，R44 直升机。

3. 操纵灵敏度

灵敏度是指操纵机构移动一个角度或一段行程后，如自动倾斜器偏转一个角度或驾驶杆移动一段行程，直升机可能达到的最大稳态转动角速度，如纵向灵敏度 $= \Delta\omega_Z/\Delta B_{1C}$。灵敏度应当大小适中，太小会使驾驶员感觉直升机反应太迟钝，太大则驾驶员难以精确控制直升机。

灵敏度与操纵功效和阻尼有关，操纵功效大，阻尼小，则灵敏度高；反之则灵敏度低。轻型直升机有较高的灵敏度，因为它的惯量和阻尼较小。在构造设计上增加旋翼阻尼，如增加桨叶绕挥舞铰的惯性矩或安装稳定杆等，可使灵敏度降到满意的程度。

但是，增加旋翼桨毂中心到直升机重心的垂直距离不会改变操纵灵敏度，因为该距离的增加，使得阻尼和操纵功效同时增加。同理，增加水平铰外伸量也不能改变操纵灵敏

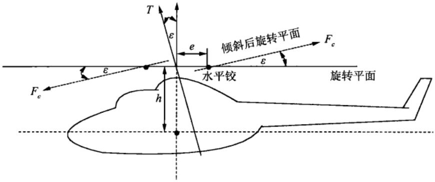


图 11－31　水平铰外移量对操纵功效的影响

度。

4. 反应（响应）时差

灵敏度说明的是直升机达到稳态时的响应大小，但操纵后直升机不是马上达到稳定值，而是经过一个过渡过程，经一段时间才能达到稳态，这就是直升机反应快慢的问题——反应时差。

驾驶员的反应时间，一般在 0.5～1.0s，因此希望直升机在操纵后，无论是俯仰、滚转还是偏航，最好在 0.5～1.0s 达到最大值的 90%～95%。

直升机在操纵后的反应时间，主要取决于阻尼与机身惯性矩之比。阻尼越大，机身惯性矩越小，响应时间越短。

一般来说，直升机的反应比较迟缓。轻型多用途直升机悬停时的俯仰角速度反应时间为 2～7.5s，偏航角速度反应时间为 2.5～5.5s，滚转角速度反应时间为 1～1.5s。

直升机的反应时间较长，这是由于绕三个轴的阻尼过小的缘故（滚转响应时间短主要是由于机身横向惯性矩较小），这样在操纵上往往带来困难，不易驾驶，因而现代直升机上均装有自动驾驶仪或人工阻尼，以利飞行。

第12章 无人直升机

12.1 概 述

1. 无人直升机发展概况

在飞行器的发展史上，直升机滞后于固定翼飞机将近四十年，而无人直升机又滞后于有人直升机二十多年，无人直升机经历了曲折的发展道路。

无人直升机最早出现于20世纪60年代，之后二十多年中没多大发展。近十几年来，随着复合材料、动力系统、传感器、电子技术的飞快发展，特别是飞行控制技术的发展，无人直升机才得到了迅速发展。

在国外，开展无人直升机研制比较早的国家有美国、英国、加拿大和德国等。其中美国在20世纪50年代就开始研制无人直升机，60年代QH－50A反潜遥控无人直升机试飞成功，在越南战争中，美国陆军曾使用QH－50D无人直升机执行侦察、战场监视、炮兵目标观测等任务。迄今，已发展了多种无人直升机，然而，由于技术的复杂性，到目前为止，只有少数无人直升机正式装备部队或投入使用。

无人直升机的研制途径有两种：

一是由有人直升机改为无人直升机，这样做研制比较快，因为直升机本身的固有问题（如动力学问题）已得到解决，直升机的飞行参数可通过飞行实测获得，在飞行控制系统设计时，其所需的飞行数学模型也能较准确地提供。由于有人直升机一般比较大，所以小型无人直升机不能采用这种方法。另外，由有人直升机改为无人直升机，其结构布局等不太合理，如有人直升机驾驶舱坐的是飞行员，机舱宽大，机身阻力相对比较大，另外，飞行员体重在50～100kg，改为无人直升机后，给重心调配带来一定困难。

二是全新的无人直升机设计，可按无人直升机要求自由地设计，气动布局、结构配置合理。但直升机平台本身可能存在的问题只能等待飞行控制系统安装后实验时才会发现，此时，平台和飞行控制系统都是新研制的，彼此的问题交联在一起，给后来问题解决和飞行验证都带来很大的困难。

2. 无人直升机的分类

（1）按起飞重量分：

1）微型无人直升机：一般起飞重量为几千克，尺寸在1m以内，任务载荷比较小，如南京航空航天大学研制的“御精灵”，其重量不到1kg。

2）小型无人直升机：一般起飞重量在100kg左右，有效载荷在30kg左右，时速在

100km/h 左右。如奥地利的 Camcopter、日本的 RMAX、英国的“小精灵”SPRITE 等。

3）轻型无人直升机：一般起飞重量在 200kg ~ 400kg，有效载荷在 50kg ~ 100kg，如德国的 DO - 32K、日本的 RPH - 2、俄罗斯的卡 - 37、卡 - 137 等。

4）中型无人直升机：一般起飞重量超过 700kg，如美国的由 S - 333 改型的“火力侦察兵”RQ - 8A， - 8B（Fire Scout）。

5）大型无人直升机：一般起飞重量超过 1500kg，如美国的 A160T。

（2）按结构型式分：

1）单旋翼带尾桨式：如美国的 Vigilante496、奥地利的 Comcopter、日本的 RMAX 等无人直升机。采用这种型式的主要优点是可利用已成熟的有人直升机技术。

2）共轴双旋翼式：最具有代表性的是英国的“小精灵”SPRITE，加拿大的 CL 系列，俄罗斯的卡 - 37、卡 - 137 等无人直升机。这种型式的主要优点是可省去尾桨及其传动系统，结构紧凑，尤其适合于舰船和狭窄场地起降。

3）非常规双旋翼式：美国 Sikorsky 公司的 Cypher 涵道双旋翼式、Bell 公司的 Eagle Eye 倾转旋翼式、波音公司的 Dragonfly CRW 旋翼、固定翼转换式以及南京航空航天大学研制的旋翼加涵道风扇等非常规结构型式的无人直升机。

4）非常规多旋翼（螺旋桨）式：如南京航空航天大学研制的“御精灵”，外形近似“十”字，螺旋桨多达四个，分别放在”十”字的四端，重量仅 800g。

3. 无人直升机的用途

无人直升机具有独特的飞行性能和使用价值，与固定翼无人机相比，具有起飞着陆场地小，可垂直起降、空中悬停、使用灵活等一系列优点，它可完成固定翼无人机无法完成的任务；与有人直升机相比，无人直升机具有无人员伤亡、体积小、造价低、使用成本低等不可比拟的优越性。因此，无人直升机在军用、民用的许多方面有着广泛的应用前景。

（1）在军用方面：

1）作为靶机。武装直升机攻击的主要空中目标是直升机，直升机飞行速度低、飞行高度低，作为武装直升机的靶标，这些特点，固定翼无人机是无法满足的；退一步说，即使固定翼无人机能实现低速、低空飞行，但由于它无旋翼，其物理特性如雷达、激光散射面积、红外辐射强度等，也不能真实反映直升机性能。所以，作为武装直升机的靶机，只能采用无人直升机。

2）战场侦察、侦测。无人直升机装上侦察设备，进行超低空飞行，敌方雷达不易发现，到战场前沿实施侦察，将前线信息及时传递给后方指挥部，以便及时调整作战部署，对取得战场主动、减少伤亡直至战争胜利将起重要作用。

在战场前沿侦察，只能采用无人直升机。

3）炮弹落点校准、制导。现代大炮的射程越来越远，甚至可达 100km，射程越远，炮弹落点的误差越大，为了校正炮弹落点，可用无人直升机到弹落点附近传回落点信息，以校正炮位。先进的炮弹采用激光制导，在无人直升机上装上激光发射装置后飞到目标附近，向目标发射激光，制导炮弹，可大大提高命中率。

4）战场中继或无线电干扰。在战场前沿，传输各种信息；或机上安装强大的电源，对敌方电子信号进行干扰。

5）作为进攻性武器。可携带武器对目标实施攻击，如投弹、布雷等。

（2）在民用方面：

1）电力线、管道检测。随着我国国民经济的快速发展，用电量的增加，高压线遍布各地，而高压线的巡视、检查，特别是高山峻岭中的高压线检查，人工检查很困难，使用无人直升机是一种很好的选择。同样，天然气和输油管道的检查也可选用无人直升机。

2）铺设线路。在高山峡谷间或高山河谷间，要铺设线路如高压线，拉线比较困难，可选用无人直升机，这样省时、省力、省钱。

3）其他。可用于大气监测、资源勘探、交通监控、森林防火、喷洒农药灭虫、航拍、探险等。

4. 无人直升机的发展趋势

无人直升机尽管现在技术上还不够成熟，但前景看好，现在已受到各国政府的高度重视，无人直升机的发展进入了一个崭新的时代。预计将来的无人直升机发展趋势如下：

（1）高度的系统集成性：计算机技术和微电子技术的飞速发展，为无人直升机电子系统高度集成提供了可能，未来无人直升机电子系统的特点是体积小、重量轻、功耗低、功能复杂，其发展趋势是将飞行控制功能、各子系统控制功能、通信功能和数据处理功能集成到一个模块内。

（2）提高无人直升机的可靠性和智能化程度：目前，无人直升机的主要缺点是：只能执行预定任务，智能化程度比较低，且可靠性差、故障率高、不易操纵。随着对无人直升机技术的深入研究，这些问题必定会很好的解决。无人直升机智能化主要表现在自主起降、自主飞行、自动资源管理与分配、自动故障监测与处理、自动航迹规划等方面。因此，智能化程度高、易操纵的无人直升机是一个重要的发展趋势。

（3）长航时、大载荷：无人直升机在执行侦察、通信中继、边境巡逻、高压线和输油管道检测等军用民用任务中，需要长时间的飞行。而有人直升机由于座舱狭窄，飞行员长时间飞行易疲劳等原因而受限制，使用无人直升机执行这些任务更为合适。要长时间飞行，就必须携带更多的燃油，即要求大的载荷。目前美国正研制的A160T长航时无人直升机，携带1130kg燃油可连续飞行18～20h。

（4）复合材料的应用：为了最大限度满足长航时、大载荷的要求，在无人直升机制造时应大量采用复合材料以降低机身重量。复合材料的大量采用还可大幅度降低生产成本。

（5）发展良好隐身性的军用无人直升机：无人直升机速度小，飞行高度低，其隐身性能就显得尤为重要。因此，增强军用无人直升机的隐身性能、提高其战场生存率将是一个发展趋势。采取的措施包括气动外形采用隐身设计，大量使用复合材料和隐身涂料，以满足雷达隐身要求，同时还要考虑无人直升机的红外和噪声隐身。

（6）发展无人武装直升机：美国已在1997年开始发展固定翼无人战斗机，目前已取得较大进展。在直升机方面，有人武装直升机已在对地攻击、空中格斗方面呈现出了重要潜力。无人直升机作为一个作战平台，必将在未来战争中发挥重要作用。因此，发展具有攻击能力甚至格斗能力的无人武装直升机将是下一代军用无人直升机发展的一个重要方面。

无人直升机概况见表12－1。（表中数据仅供参考）

表 12－1　无人直升机概况

序号	名称	国别	概况	重量（kg）		功率（kW）	载重量（kg）	静升限（m）	动升限（m）	控制半径（km）	续航时间（h）	最大速度（km/h）
				空重	总重							
1	保安 496A（vigilante496）	美国	由有人机改无人机，2002 年美海军打算用其替代“先锋”无人机，1998 年 2 月首飞	274	499	70.8（HirthF30）	油 68L；任务载荷 136kg		3050	278	5	178
2	保安 502	美国		327	499	84.6（rotax914）	油 136L；任务载荷 136kg		3660	416	9	217
3	保安 600	美国		284		112			4575			250
4	RQ－8A，B 火力侦察兵（fire scout）	美国	由施韦策 333 改装成无人机，2003 年 3 月 20 日首次全自主飞行	661	1202	313	油 360kg 最大载荷 91kg	1525	6100	204	6	231
5	考普特 1 copter	美国	用于测绘和摄影，98 年 6 月共 14 架投入使用	6.1	10.1	11.2	油 12L 或 30L		200		0.5	80
5	考普特 2	美国		8	18				500	5	2	80
6	蜂鸟 A160T	美国	可携带燃油 1170kg	1130	2930	224	135－491	4570	9145	3700	18	259
7	K－MAX	美国	2000 年 4 月完成飞行重量 2721kg 自主起降	2334	2948	1007			4575			185
8	DP－4	美国	1995 年首飞	31.8	63.5	12.7			2135		1	161
9	太阳	欧洲/意大利	由意大利的 333 型商用直升机遥控改装，1997 年 2 季度开始生产	230	450	78.3（HirthF30A26）	最大任务载荷 120kg		2050		2.5	148
10	Camcopter	奥地利	用于地面和空中监视，目标捕获，探查，昼夜交通管制，巡逻。用户有美、德、法和奥地利	43	68	28.3（转子发动机）	油 17.4kg 最大载荷 25kg	1700	300	10～100	6	90

续表

序号	名称	国别	概况	重量（kg）		功率（kW）	载重量（kg）	静升限（m）	动升限（m）	控制半径（km）	续航时间（h）	最大速度（km/h）
				空重	总重							
11	APID4，A B	瑞典	用于电子战，以及电网管理，森林防火，空中摄影	A，42 B，58	A，62 B，90	20.9	A，20 B，30		300		15（带附加油箱）	100
12	SEAMOS（希摩斯）	德国	共轴式，2000年3月定型，2002年舰上起飞。舰面实验	595	1125	149（转子式柴油发动机）	180		3660	185	2 4.5	167
13	CL－227 “哨兵”	加拿大	共轴式，1988年8月陆上首飞，8月24日舰上首飞	111	227	38.4kW 涡轴发动机	88		3000	60	3.5	142
14	CL－327 “卫士”	加拿大	1997年11月首飞	150	350	93.2	100		5485	100	6	157
15	KA－37	俄罗斯	共轴式，用于航拍，通信中继，电视转播，搜索救援		250	48.5（Hirth2706－R50）			2500	5	1	110
16	KA－137	俄罗斯	共轴式，圆形机身，1999年投产		280	48.5（Hirth2706－R50）	50～80		3000	500（航程）	4	175
17	Yamaha R－50	日本	1986年开始研制，1991年投产，产量超过1100架	44	67	15.7	20		100	0.15	0.5	20
18	Yamaha RMAX		为R－50的改进型	58	95		30		100	0.15	1.5	20
19	直升机器人300 RoboCopter	日本 美国	S300CB的改型，1997年2月首次展出，1998年底参加美国竞标，美国称其“百眼巨人”	499	794	125（HO－260－CIA）	295				1.67	
20	RPH－2	日本 法国	1997年完成样机试飞，1999年推向市场，与法国TSI组合，推出vigilantF2000	205	325	62.3（三缸二冲程）	油20，有效载重80		2000	150（航程）	1	120
21	ARCH－50	韩国	是KA－37的变体，换发动机，并做了改进	238	300	48.5 rotax586	油14L，任务载荷50	100（有地效）			0.6	100
22	DP－4	美国	1995年首飞	31.8	63.5	12.7			2135		1	161
23	BRT－8（教士）	英国	1989年开始生产和服役	56			20				2.5	80

续表

序号	名称	国别	概况	重量（kg）		功率（kW）	载重量（kg）	静升限（m）	动升限（m）	控制半径（km）	续航时间（h）	最大速度（km/h）
				空重	总重							
23	侏儒 MK1	瑞典	无人旋翼机，1994 年交付瑞典陆军使用	5	25					25	2.35	100
	MK2			15	50					50	3	120
	MK3			20	100					75	3～5	150
25	M－22	中国	北京航空航天大学研制，双桨共轴式，构型与 KA－137 相似，2000 年 10 月首飞		50		10				1.5	
26	海鸥		北京航空航天大学研制，双桨共轴式		350	Rotax912 58.8		1200	3500			150
27	U－8		中国直升机设计研究所研制		160		30		4500	100	4	150
28	翱翔鸟		南京航空航天大学研制，1999 年制造两架	280		48.5	30	1500（有地效）	3000	150	4	150
29	F160		南京航空航天大学研制，上部为旋翼，旋翼下面是涵道风扇，飞机呈圆柱形。2005 年完成单发悬停	160	320	二台 Hirth3203 发动机，功率 47.2kW			4000		6	150
30	Z－2		南京模拟技术研究所研制，2000 年 11 月首展		35		10		1000		1	108
31	LE110		上海雏鹰科技公司研制，作为靶机交付二架	260	320	47	60	1200	3500	100	2	130
32	WD100		鹤壁鹤翔航空有限公司研制，WD200 已完成全部性能试飞，交付用户 4 架	220	300	48	80	1000	3500	70	2	150
33	WD200			295	470	75	175	1000	3500	100	2.5	150

12.2　无人直升机系统的组成

无人直升机在执行任务时，单靠无人直升机本身是完不成任务的，必须有地面指挥控制系统的支持。所以，无人直升机系统通常由四部分组成：直升机平台，飞行控制/任务管理系统，地面综合保障系统以及任务载荷。

12.2.1　直升机平台

直升机平台即直升机本身，包括机身、升力系统、传动系统、动力系统、操纵系统、起落架等，与有人直升机相比，它没有驾驶舱里的操纵机构，如总距杆、驾驶杆、脚蹬；此外，驾驶舱里的仪表板和各种仪表也没有了。

12.2.2　飞行控制/任务管理系统

一般的飞行控制系统主要由信号采集与逻辑处理装置、三轴航姿、大气数据、运动位置等测量传感器和执行舵机等部分组成，并通过全机电气系统进行供配电，综合连接成为一个整体。随着技术的发展，飞行控制系统越来越呈现高度集成化的趋势，信号采集与逻辑处理装置已广泛采用数字控制计算机实现，有些测量传感器也发展成为芯片集成到控制计算机内。飞行控制系统组成部件的选择是多种多样的，主要要兼顾功能性能的需求和经济性。

1. 飞行控制计算机

飞行控制计算机主要任务如下：

（1）完成信号的采集与调理。

（2）完成纵向通道、横向通道和航向的增稳控制。

（3）完成三轴角位置控制，保证无人直升机正常飞行姿态。

（4）完成无人直升机的航迹控制。

（5）完成发动机控制，实现飞行、动力一体化控制。

（6）完成飞行任务的实时管理、调度与决策。

（7）接收地面任务数据输入，监控无人直升机的工作状态等。

飞行控制计算机主要包括计算机主板、电源模块、通信接口模块，舵机回路模块，以及信号采集调理模块等，如图 12 - 1 所示。

2. 测量传感器

（1）姿态测量设备主要有：

垂直陀螺　　测量飞行俯仰和滚转姿态；

航向陀螺　　测量飞行航向角（偏航角）；

磁航向仪　　测量飞行磁航向；

角速率陀螺　　测量飞行三个轴角速率。

（2）位置测量主要有：

GPS 导航系统　　用于测量飞行的空间位置和地速。

最常用的姿态和位置综合测量设备是惯性、GPS 组合导航系统，可以提供垂直陀螺、

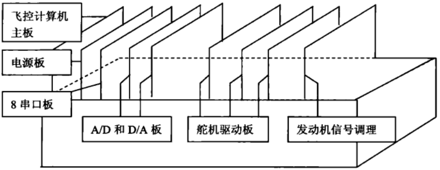


图 12－1　飞行控制计算机结构

航向陀螺、角速率陀螺和 GPS 导航系统的全部测量参数，还可以提供三轴运动加速度信号。

（3）大气数据测量：

高度表　测量飞行气压高度、高度变化率；

速度表　测量飞行真空速；

总温传感器　测量大气总温。

迎角、侧滑角传感器　测量相对大气来流的飞行迎角和侧滑角

最常用的大气数据综合测量设备是大气数据计算机，可以提供高度表、速度表的测量参数和其他一些参数。

3. 舵机

舵机是对飞机实施控制的执行机构，通常无人直升机上有五个舵机：即纵向操纵舵机、横向操纵舵机、总距操纵舵机、航向操纵舵机和发动机油门操纵舵机。轻小型无人直升机上一般常使用电动舵机，由带位置反馈的电动伺服控制器驱动。舵机机构实质上是一个电动位置随动装置，根据指令输出相应的力和位移，直接推动自动倾斜器偏转或改变总距，或改变尾桨距，或改变油门开度，以达到控制的目的。

4. 机载数据传输链路

机载数据传输链路主要用于实现空中与地面之间的通信，上行链路接受地面指令实施对无人直升机的飞行操纵和任务设备的控制，下行链路向地面发送飞行的参数信息和任务数据（如侦察图像等）。

机载数据传输链路主要包括无线电接收机、发射机、调制解调器和天线等。最简单的机载数据传输链路由数传电台就能完成，而复杂的数据传输链路则要采用如战术数据链系统、卫星通信链路系统等。

12.2.3　任务载荷

任务载荷是用于完成特定任务的设备，其种类较多，根据执行的任务不同而安装。无人直升机上常用的任务载荷主要有侦察设备（如电视摄像机、CCD 相机、红外成像仪等）、激光指示器、电子干扰器等。

12.2.4 地面综合保障系统

地面综合保障系统是无人直升机系统不可或缺的重要组成部分，用于实现对地面机务保障、指控通信、任务规划、飞行及任务载荷操纵等功能。

（1）地面机务保障系统主要提供无人直升机的系统测试、仿真调试和飞行地面启动等功能。

（2）地面指控通信系统通过数据传输链路进行地面和空中的指控数据交流，上行链路发送地面无线电指令，下行链路接收飞行的参数信息和任务载荷数据。主要由测控计算机、显示器、鼠标键盘、指令盘、无线电接收机、发射机、调制解调器及收发天线等组成。

（3）有一些指控通信链路还提供无线电测距定位和导航功能。飞行位置精度要求较高的系统还配有地面 GPS 差分站。

（4）任务规划系统用于设计和规划无人直升机的飞行航线和任务执行要求，一般在飞行前加载到飞行控制计算机，使其按计划飞行完成预定任务。有些任务规划系统允许飞行过程中变更任务，通过数据链路上传新的任务数据包。

（5）飞行及任务载荷操纵可以在飞行过程中由地面人员直接操纵无人直升机的飞行动作，选择或改变任务设备的类型模式，使其更好地完成相关任务。

指控通信、任务规划、飞行及任务载荷操纵通常可以集成在一个专门改装的车厢里面，车厢里有控制台、控制柜、差分地面站等，车顶装有天线。在飞行时，地面操控人员通过计算机屏幕和电子地图，规划飞行任务、了解各种飞行参数，如直升机姿态、飞行速度、高度、飞行航迹、侦察图像等；并根据飞行参数的实时显示，利用指令盘或操纵手柄实施对直升机和载荷的控制。

也有一些采用网络分散布局连接，比如单独提供任务载荷数据和情报的接收分发链路，部署在离指控人员较远的地区，以无人值守方式保障战时人员安全。

12.3 无人直升机的主要关键技术

无人直升机要像有人直升机那样在蓝天任意翱翔，就必须具有超视距自主飞行的能力，能自主完成典型常规的飞行动作，如垂直起飞、下降，悬停，平飞，盘旋，爬高等，并满足使用方的技术要求。但是，由于飞行重量限制，就不可能像有人机那样，装备多种传感器，全面完整的提供所有信息，因此在复杂气象条件飞行受到一定限制。在无人直升机研制中，通常需突破下述主要技术关键。

1. 无人直升机的飞行特性

无人直升机的飞行特性是飞行控制系统设计的基础。飞行特性研究包括旋翼的气动特性、飞行动力学和发动机特性的研究。无人直升机在飞行中，如第四章所述，旋翼不但在平动、旋转，而且还进行复杂的挥舞、摆振和变距运动。在这样的复杂运动下，要计算出在不同半径和不同方位处沿旋翼桨叶径向、弦向的气动载荷分布，是一个非常复杂的问题。目前，在理论上要建立准确的直升机飞行动力学模型，在国内外尚无突破。而旋翼对机身、平尾、尾桨和垂尾的气动干扰目前尚无满意的分析方法。为解决上述问题，需进行

旋翼－机身的组合模型试验，若作全尺寸的组合模型试验，要进行很大的投资，目前只有美国、俄罗斯能做；若要作缩比模型的试验，还存在着如何满足有关相似准则的问题。在试验中，为满足 M（马赫数）相似准则，即模型的桨尖速度与实物的相等，由于模型旋翼直径比较小，所以其转速就很高，高达 1000r/min 以上，因此对模型的制造精度、制造材料要求就很高，在试验中故障率就比较高。

如前所述，直升机有四个操纵，在飞行中，四个操纵不是孤立的，而是相互协调的。无人直升机要把飞行员操纵直升机的平衡、补偿、解耦等技术，准确地反映到飞控系统设计中去。这也是超视距自主飞行必须解决的技术关键。

直升机在飞行中，绝大多数旋翼采用恒转速。无人直升机大多数采用活塞发动机，发动机必须在恒转速、在不同外界条件、不同飞行状态下所发出的功率都能满足直升机的需要，这就要解决发动机与直升机的匹配问题，如解决不好，则直升机就不能保持稳定飞行。

2. 飞行控制规律

飞行控制规律是飞行控制系统的核心。无人直升机是一个多变量，非线性，纵、横向强耦合，时变的高阶系统，是一个复杂的被控对象。飞行控制系统设计必须掌握无人直升机的飞行特性的数学模型、前馈补偿器、反馈补偿器等的设计和算法。同时，设计的飞控系统应能同时满足操纵解耦以及静、动稳定性要求。

飞行控制规律还应包括对发动机的控制及发动机与飞机的匹配。

3. 特殊要求的执行机构

无人直升机起飞重量小，因而要求执行机构必须体积小、重量轻、精度高。如舵机是飞控系统的主要执行机构，要求舵机力大、位移大、速率快、而且还要重量轻、体积小、可靠性高。

4. 地面试验与试飞

由于目前还不能精确地掌握无人直升机的飞行特性，因而飞控系统的设计参数只能通过多次仿真实验、半实物仿真试验、地面试验和试飞才能进行整定，才能设计出比较理想的飞行控制系统。无人直升机不像有人直升机那样，可由飞行员进行应急操纵，无人直升机不能自适应地、智能地、及时地调整其参数来操纵直升机。因此如何保证无人直升机的安全试飞是一大难题。

5. 飞控系统的可靠性

一般来说，直升机的振动水平比较大，所有装机的设备，特别是电子设备，要经得起长时间、宽频带的抗振考验。在无人直升机上装有大量的电子设备，还要进行抗电磁干扰试验（包括外部干扰和内部干扰），哪一个电子元件、接线，因振动大、受干扰而失效都将会造成严重的后果。因此，如何给出系统的可靠性指标、给出安全寿命是一大难题。

12.4 无人直升机的飞行特点

从飞行原理来讲，有人直升机和无人直升机应是一样的；从飞行操纵来讲，有人直升机由人来操纵，而无人直升机则由飞行控制系统来控制，似乎差别不大。但在具体飞行时却有很大的不同，主要差别是：

1. 飞行控制特点

有人直升机的飞行员根据仪表指示和导航系统在空中自由翱翔，而无人直升机则根据不同的飞行情况采用不同的飞行控制模式。无人直升机的飞行控制模式有三种：人工操纵飞行控制模式、自动飞行控制模式和自主飞行控制模式。根据需要选取不同的控制模式。

2. 起飞、着陆方式

有人直升机在刚一离地就转入加速斜爬升，在起飞时充分利用地面效应，有地效起飞可增加起飞重量，另外起飞时间也短。在着陆时也是这样，飞机斜向下滑进入着陆场地，在近地悬停后垂直着陆。而无人直升机在刚一离地时要微配平，然后垂直起飞，一直到地效范围外悬停，然后再转入前飞。在飞行中，如高度信号指示不准确则飞行高度不稳。对于装有气压高度表的无人直升机，在近地面，气压高度表指示不稳，一直到离地15m以上指示才稳定，所以无人直升机必须在15m以上高度才能稳定悬停，然后转前飞。这样起飞，不能充分利用地效，使起飞重量有所下降，起飞时间延长。所以，无人直升机只有采用低高度指示准确的高度表（如无线电高度表）才能解决超低空飞行的问题。采用自主起降方式，有望无人直升机能像有人直升机那样起飞和降落。

3. 飞行范围

目前，由于无人直升机比较小，受装载量（油量）的限制、受通信距离的限制，还受不能超视距自主起降的限制等，直升机的飞行范围（活动半径）还不够大，常常是从哪儿起飞还回到哪里着陆。若要在未知的地方着陆，必须在机上装有图像传输装置，从图中了解到着陆场地情况后才能着陆。目前美国正在研制长航时、高速度、大载荷的无人直升机，有望扩大飞行范围。

4. 飞行速度小，飞行高度低

由于无人直升机比较小，旋翼直径也就比较小，要达到有人直升机通常所达到的桨尖速度 $\Omega R=200\sim220\mathrm{m/s}$，旋翼转速就要很高，这给旋翼的动平衡带来很大困难，所以无人直升机的桨尖速度一般在 $160\sim180\mathrm{m/s}$。直升机的最大前飞速度受前行桨叶激波、后行桨叶气流分离和发动机功率限制，有人直升机主要受前两项限制，而无人直升机通常是受后两项限制。桨尖速度低，在同一前飞速度下，就意味着前进比 μ 大，而气流分离限制曲线是 μ 的函数，在较大速度飞行时，由于 μ 较大，后行桨叶就很容易出现气流分离（图4－39）。由于无人直升机比较小，大多安装活塞发动机，活塞发动机发出的功率小，功率储备小，且功率随高度、温度的升高下降得较快，所以无人直升机的飞行速度、高度都受到发动机的功率限制。但是，如果无人直升机安装涡轮发动机，发动机功率储备大，或安装带增压的活塞发动机，则飞行高度可大大提高，如蜂鸟A160T，可在6000m高度无地效悬停。

5. 应急处置能力差

无人直升机在空中飞行，一般只能执行预定的任务，如遇到各种突发情况，由于智能化程度比较低，还不能像有人直升机那样有效的处置。为此，无人直升机就要在程序设置中对可能出现的故障提出预案，如电台通讯中断、GPS失效、发动机停车等时的应急处置措施。

6. 事故率高

国内外无人直升机的飞行记录表明，无人直升机的事故率比无人固定翼飞机高。无人

直升机飞行控制技术复杂，影响飞行安全的因素多（如直升机振动大，造成飞控系统元件可靠性差等），无人直升机操纵复杂、振动大、应急处置能力差等是事故率高的主要原因。

12.5 无人直升机的控制原理

本节阐述的无人直升机的控制原理是以已试飞成功的某无人直升机为基础而编写的。该机是单旋翼带尾桨式直升机，飞行重量约300kg。采用的控制原理和方法既有通用性和代表性，也有一定局限性，仅供读者参考。随着无人直升机技术的快速发展，其控制理论必将更加完善。

如上述，有人直升机上有四个操纵：纵向、横向、航向和垂向（总距）操纵，发动机的操纵是通过燃油调节器来实现，无需飞行员操纵。在无人直升机上，除纵向、横向、航向和垂向（总距）操纵外，还要增加对发动机的操纵。通过这五个操纵系统来实现无人直升机的高度、速度、姿态、航向等的控制。

飞行控制原理如图12－2所示。此图中有三个回路：

（1）舵机板→舵机→反馈电位器→舵机板，它保证输入模拟量和输出模拟量的一致。

（2）飞控计算机→D/A卡→舵机板→舵机→反馈电位器→A/D卡→飞控计算机，它保证飞控计算机输入量与舵机输出量（返回到飞控计算机）保持一致。

（3）飞控计算机→D/A卡→舵机板→舵机→直升机→传感器→飞控计算机，它保证飞机运动参数与预定参数（飞控计算机给定值）的一致。

通过这三个闭合回路实现对无人直升机的精确控制。

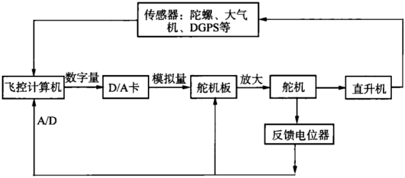


图12－2 无人直升机的控制原理

在控制原理图中，常用的符号、意义如下：

s——微分

$\frac{1}{s}$——积分

$\frac{1}{s+1}$——滤波（惯性环节）

$\frac{s}{s+1}$——微分、滤波

$\frac{5}{s+5}=\frac{1}{0.2s+1}$——时间常数为0.2s

注：A/D——模拟信号变为数字信号

D/A——数字信号变为模拟信号

12.5.1 高度控制

无人直升机的高度控制是通过调整总距来实现。当无人直升机以某一速度飞行时，如要增加高度则增加总距，如要降低高度则减小总距。如要定高飞行，旋翼产生的升力必须等于直升机的重量（力平衡），发动机发出的功率必须等于直升机的需用功率（功率平衡），且二者必须同时满足。若发动机发出的功率大于直升机的需用功率则直升机爬升，反之则下降。直升机的需用功率和总距随飞行速度变化的曲线分别在图4-34和图11-5中示出。要保证力和功率同时平衡，就必须正确给出总距和油门的曲线，在此基础上飞行控制系统进行微调，才能实现定高。顺便说明，在有人直升机上，飞行员常常通过改变飞行速度，即改变需用功率来实现定高飞行。而在无人直升机上因为是定速飞行，所以高度控制只能通过调整总距来实现。

1. 高度控制方框图（图12-3）

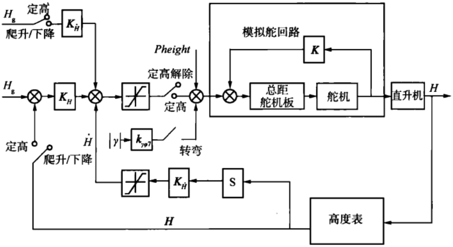


图12-3 高度控制回路

图12-3中：Pheight——操作手的操纵量；

H——高度表测得的飞机实时高度；

H_g——给定的高度；

$\dot{H}_g$，$\dot{H}$——给定的垂直速度和实际的垂直速度；

k_h，$k_{\dot{h}}$，k_γ——分别为高度、垂直速度和侧倾角（盘旋时）的总距补偿系数；

γ，roll——滚转角；

S——微分，对高度信号微分求得垂直速度。

从图 12 - 3 中可见，高度控制回路分为三层，最里层为模拟舵回路，保证输入模拟量和输出模拟量的一致；中间层为垂直速度回路，保证飞行的垂直速度与给定值一致；最外层为高度回路，保证飞行的高度与给定值一致。

在控制回路中，给定参数：高度 H_g，垂直速度 $\dot{H}_g$，盘旋侧倾角 γ，操作手输出量 *Pheight*；反馈量为：直升机飞行高度，高度求导得到的垂直速度。飞行高度和垂直速度由高度表或 GPS 给出。

2. 总距控制律

$$P_{main} = (P_height) - k_h (H - H_g) - k_{\dot{h}} * \dot{H} + P_{main1} + k_\gamma |roll|$$
$$= (P_height) + P_{main0} + p_{main1} + k_\gamma |\gamma| \quad (12-1)$$

式中：P_{main1}——高度积分项。

总距控制由四部分组成：

(1) 操作手的总距杆量 P_height：从图 12 - 3 中可知，P_height 紧临模拟舵回路，可直接置入高度回路中，没有中间环节；当进入自动飞行控制时，总距杆保持不变，当出现异常情况时可通过总距杆直接实施操控。

(2) 定高回路的自动修正量 P_{main0}：若地面发出高度 H_g（=100m）指令时，就将高度表所采集到的那一时刻的高度值 H（=20m）与定高高度 H_g 相比较，小于定高高度值，则直升机爬升，增距。从 $P_{main} = -K_H (H - H_g) - k_{\dot{h}} \dot{H}$ 式可看到，总距是增加的。

P_{main0} 中还包含垂直速度 $\dot{H}$ 项，爬升时，总距减小，起到稳定爬升作用。

(3) 高度积分项 P_{main1}：P_{main1} 原为总距随速度变化的补偿量，此速度是空速，而现在飞机上使用的是 GPS，它指示的是地速，在有风条件下，小速度飞行转弯（如 180°转弯）时，地速和空速相差很大，在迎风时

$$V_{air} = V_{GPS} + V_{wind}$$

$V_{air} > V_{GPS}$，V_{GPS} 小，总距、油门大于实际飞行时值，则直升机爬升。在顺风时

$$V_{air} = V_{GPS} - V_{wind}$$

V_{air} 小，需要大的总距、油门，但 V_{GPS} 大，给出的是小总距、油门，必然造成高度下降，甚至进入涡环状态，产生严重后果。

P_{main1} 的引入不仅可以消除高度静差，提高高度的控制精度，当飞行速度变化时，能自动调节总距到该飞行速度所需的总距平衡值。为了限制积分器作用过大，设置了积分权限。

(4) 协调转弯时的总距补偿量 $k_\gamma |\gamma|$：在盘旋转弯时，飞机倾斜，为保持飞行高度不变，旋翼拉力的垂直分量应等于直升机重量，因此应增加总距。按 $\varphi_7 = k_\gamma |\gamma|$ 关系增加总距，不管是向左转还是向右转，均增加总距。

3. 定高飞行

定高飞行是高度不变（或基本不变，有小的波动）的飞行，也是无人直升机的最基本飞行。在改变飞行状态（如改变速度、航向）、在有风情况下转弯等飞行，如不能定高，飞机忽上忽下，极易出事故。

在定高时，图 12 - 3 中“定高”通道接通，给定 H_g，高度表指示当前高度 H，如果 $H_g > H$，即还没有达到给定的 H_g，根据 $\varphi_7 = -K_H(H - H_g)$，$\varphi_7$ 增加，直升机爬升。从高度表或 GPS 指示的高度求导得到垂直爬升速度 $\dot{H}$，则 $\varphi_7 = -K_{\dot{H}} * \dot{H}$，定高时，垂直速度 $\dot{H}$ 对

高度变化更敏感，从而起到对高度的阻尼作用。从实测数据来看，实测高度是在定高高度上的微小脉动。图12－4为某无人直升机试飞时的高度实测数据，在此期间，定高高度为60m，有两次转弯和速度改变，从图中看，高度在60m上下脉动，在转弯和变速时高度脉动大一些。

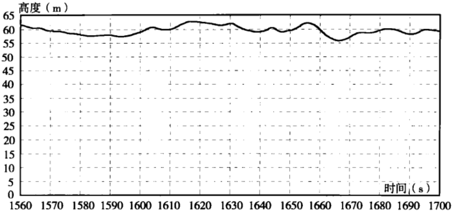


图12－4 定高时实测的高度变化

4. 爬高或下降

如果给定高度比现行高度高，则直升机进行爬升，反之则下降。在爬升或下降时，通常设定最大垂直速度，以此速度进行爬升和下降。但设定最大垂直下降速度时要考虑飞行高度和飞行速度。在小速度，垂直下降速度过大会进入涡环状态；在低高度，垂直下降速度过大，由于高度超调会有触地危险。所以在较大飞行速度、较高高度飞行最大垂直速度可设定的大一些；反之，则小一些。

给定爬升速度$\dot{H}_g$或下降速度（$-\dot{H}_g$）时，通过与反馈的垂直速度$\dot{H}$比较，确定$\varphi_7=-K_H(H-H_g)$是否增加，$(\dot{H}-\dot{H}_g)<0$，则增加总距。反之，则降总距。

$\varphi_7=-K_H(H-H_g)$和$\varphi_7=-K_{\dot{H}}\dot{H}$的操纵权限为一给定值。若高度每秒增加3m（给定），则最大爬升速度$V_Y<3m/s$。

飞行实测表明，在爬升到或下降到给定高度时，总是出现一不大的超调量，若采取措施可以使其减小。下图为某无人直升机在近地面爬升和下降时，高度、升降速度随时间的变化。在爬升到10m，15m和下降到10m均有1m～2m的高度超调量。

5. 总距和油门

无人直升机做改变高度的飞行，是通过改变总距来实现。但总距改变只是改变旋翼的升力，如果没有发动机功率的及时支持，提总距必然掉转速，结果还是掉高度。

在发动机转速恒定的情况下，发动机功率的改变是通过油门的改变来实现，所以提距必须改变油门，这就需建立总距和油门的对应关系。总距－油门关系可通过计算或地面试验得到。下图是计算得到的总距－油门关系，从图中可见，当油门大于80%时总距略有增加则油门急剧增加，所以油门80%可作为发动机最大功率的警告点，油门大于80%时提距要特别谨慎。

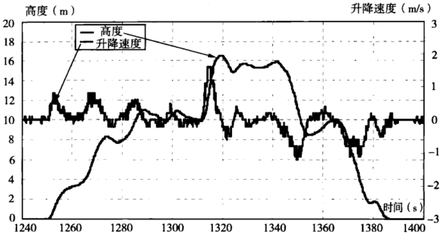


图 12－5　爬升和下降时的高度超调

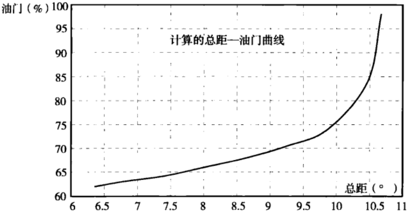


图 12－6　总距－油门曲线

当总距提拉速度过快、过猛时，总距联动引起的油门开度往往滞后，使发动机的功率跟不上需用功率，导致发动机转速下降（提距是物理过程，快；而发动机增大油门、燃烧产生功是化学过程，慢，滞后）。为了弥补其不足，可在总距与油门联动关系中增加超前滞后环节，使总距变化的速度即能开启油门；也可在控制律中引入转速微分环节，增加转速变化阻尼。两种方式均可使油门开启相位提前，抑制发动机转速下降。

12.5.2　航向控制

无人直升机航向控制是通过改变尾桨距来实现，航向的稳定性是通过接受航向角速度的阻尼信号来保证。

1. 航向控制方框图（见图 12－7）

图 12－7 中：Ψ_g——给定航向角；

Ψ——当前航向；

Ψ_p——操作手置入的操纵量；

ω_y——航向角速度。

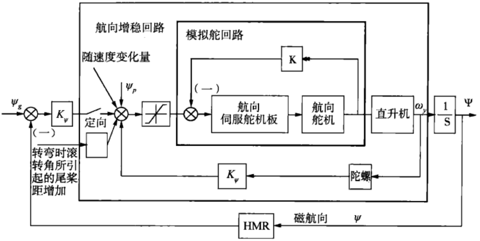


图 12-7 航向操纵控制回路

从图 12-7 中可以看到，控制回路分为三层，最里层为模拟舵回路，保证输入模拟信号与输出模拟信号的一致；中间层是航向增稳回路，保证航向的稳定性；最外层为航向回路。

2. 航向控制律

$$p_{tail} = k_{\psi}\Delta\psi - k_{\dot{\psi}}\omega_y + \psi_p \qquad (12-3)$$

式中：$\Delta\Psi$——偏航角，$\Delta\Psi = \Psi - \Psi_g$；

k_{Ψ}，$k_{\dot{\psi}}$——航向角和航向角速度的补偿系数；

ω_y——航向角速度；

Ψ_p——操作手操纵量。

从式（12-3）可见，对尾桨距产生影响的量是 $\Delta\Psi$，ω_y 和 Ψ_p，如果操作手不操纵，则只有 $\Delta\Psi$，ω_y。

（1）$\Delta\Psi$ 对尾桨距的影响：对右旋旋翼，$P_{tail} = K_{\Psi}(\Psi - \Psi_g)$，若 $\Psi = 0°$（正北），$\Psi_g = 50°$（东北，顺时针），由上式知，P_{tail} 为负，尾桨距减小，在反扭矩 M_K 作用下机头向右转，向 $\Psi_g = 50°$ 方向转，达到控制目的。对左旋旋翼，则 $P_{tail} = -k_{\Psi}(\Psi - \Psi_g)$。

（2）ω_y 对尾桨距的影响：在机体坐标系中，若 Y 轴向上，则机头左转为正。若机头受扰后左转，尾桨则向右转，气流从右来，对右旋旋翼，尾桨拉力指向右，气流使尾桨叶剖面迎角 α_{tr} 减小，尾桨拉力 T_{TR} 减小，则反扭矩 M_K 使机身顺旋翼旋转方向旋转，旋转产生的气流阻止 ω_y 转动。保持航向稳定，见图 12-8。

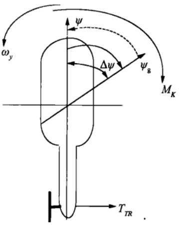


图 12-8 航向阻尼

3. 定向

当地面发出（或自主飞行设定）“定向” Ψ_g 指令时，程序将当前航向 ψ 与给定航向 Ψ_g 相比较，此时

$$P_{tail}=K_{\Psi}\ (\Psi-\Psi_g)\ -K_{\dot{\psi}}\omega_Y \tag{12-4}$$

遥调航向，航向闭环接通，航向以某一角速度转到给定航向后继续定向。

在实际直线飞行中，经常有侧风，这对尾桨影响很大，而对旋翼总距则影响不大，为保持航向，尾桨距一直在动。图 12－9，图 12－10 为某机在定向飞行中尾桨距、航向的变化，飞行时，东北风，风速 5m/s。从图 12－9 与图 12－10 中可见，尾桨距脉动约 2°，航向脉动约 1.5°。

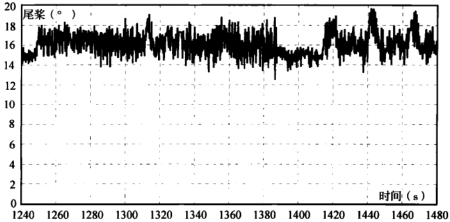


图 12－9　定向飞行时实测尾桨距随时间的变化

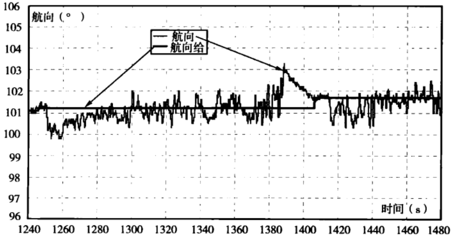


图 12－10　定向飞行时实测航向随时间的变化

4. 协调转弯

在自主飞行时，给定前飞速度、转弯半径、圆心坐标、航向角等，可得转弯角速度。

当地面发出“转弯”指令时，航向闭环断开的同时接通航向转弯角速度闭环，其转向取决于滚转角的方向，右滚，则右转弯；左滚，则左转弯。在发协调转弯指令的同时要给定所要达到的航向绝对值，这样一来，协调转弯转到设定的航向值时，飞机则自动接通航向闭环，保持设定航向继续飞行。

此时

$$P_{tail} = -K_{\dot{\psi}}\ (\omega_Y - \omega_{Yg})\ + \Psi_P + \varphi_{tr0} \tag{12-5}$$

式中：$\omega_{Yg} = -\dfrac{g}{V_0}\tan$——给定的航向速率。飞行速度、侧倾角一定，则 ω_{Yg} 一定。因 γ 右倾为正，机身右倾，则飞机右转，ω_{Yg} 为负，所以式中加负号。

V_0——飞行速度（m/s）。

φ_{tr0}——平飞时的尾桨距值。

在有风条件下转弯时，由于相对飞机的风向一直在变，很难按预定航迹飞行，为此，在转弯过程中，可以通过多设航点来消除转弯过程中的航迹、航向的累计误差，提高转弯精度。也可用多次改变航向实现大航向转弯，这样航迹由多个折线组成。

在转弯过程中因总距增加→旋翼需用功率增加→旋翼反扭矩增加→尾桨距增加。当转弯坡度比较小（小于30°）时尾桨距增加不明显。

由于尾桨的操纵多采用钢索，钢索易变形，如航向舵机在机身前部，小的舵机输出，在尾桨处没反应，因此造成机身航向摆动。为此，将航向舵机放在尾梁后部，这样航向摆动明显减小。但造成机身重心更加靠后，使机身前配重的重量增加。

12.5.3 纵向控制

通过纵向操纵控制纵向位移、飞行速度以及俯仰姿态。

1. 纵向控制方框图（图12-11）

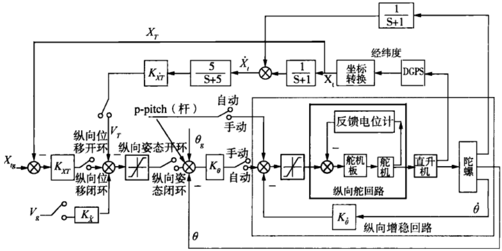


图12-11 纵向操纵控制回路

图12-11中：θ，$\dot{\theta}$——俯仰角和俯仰角速度；

x_t，x_{tg}——当前位置和给定位置；

V_t，V_g——当前速度和给定速度；

k_ϑ，$k_{\dot{\vartheta}}$，k_{xt}，$k_{\dot{x}}$——俯仰角、俯仰角速度、距离和速度的补偿系数。

从图 12-11 中可见，纵向操纵控制回路有五层：

第一层（最内层）是舵回路；

第二层是俯仰角速度 $\dot{\theta}$；

第三层是俯仰角 θ；

第四层是纵向速度 $\dot{x}$；

第五层（最外层）是纵向位移 x。

直升机的输出参数是：

由 GPS 实时输出直升机的空间位置（x，y，z），求导后给出空间速度 $\dot{x}$，$\dot{y}$，$\dot{z}$；

由陀螺实时给出直升机的姿态（θ，γ）、角速度（$\dot{\vartheta}=\omega_z$，$\dot{\gamma}=\omega_x$，$\dot{\psi}=\omega_y$）和加速度（a_x，a_y，a_z）。

2. 纵向控制律

$$\Delta B_{1C}=k_\theta\ (\theta_g-\theta)\ -k_{\dot{\theta}}\dot{\theta}$$

$$=k_\theta\ (pitch0+p_\ pitch+pitch1-\theta)\ -k_{\dot{\theta}}\dot{\theta} \qquad (12-6)$$

式中：θ，$\dot{\theta}$——俯仰角和俯仰角速率；

k_θ，$k_{\dot{\theta}}$——俯仰角和俯仰角速率补偿系数；

pitch1 $=\theta_1=K_{\dot{X}}$（u—u_g）（前飞）；

pitch1 $=K_{\dot{X}}u+K_X\ (x_t-x_{tg})$（悬停）；

pitch0 = 1.0——力矩平衡时给定值；

p_ pitch——操纵手杆量。

当 $\theta_g>\theta$，直升机减速，从 $\Delta B_{1C}=k_\theta\ (\theta_g-\theta)$ 知，ΔB_{1c}为正，应后带杆。为保持速度，当出现抬头角速度 $\dot{\theta}$ 时，从式 $\Delta B_{1C}=-k_{\dot{\theta}}\dot{\theta}$知，$\Delta B_{1C}$为负，应向前推杆。

注：B_{1C}后带杆为正。

从式 12-6 可见，无论是操作手操纵，还是给定距离，速度，最后都是通过 ϑ 来达到 B_{1C}操纵。

3. 前飞

（1）给定距离 x_{tg}：在自主 1（点对点飞行）飞行时，在前方位置 x_{tg}悬停，此时桨盘以 $\Delta B_{1c}=k_{xt}\ (x_t-x_{tg})$ 规律前倾，飞机向前加速，加速速率按设定。当接近目标时，则减速，减速速率也按设定值。距离目标较近时，减速速率逐渐减小，以便在 $V_0=0$ 时达到目标。

x_t 和 x_{tg}是由 GPS 输出直升机所在的位置，但输出的是球坐标，应换成平面坐标 x_t，得到的 x_t 与给定的 x_{tg}相比较，来决定纵向操纵量。

（2）给定速度 V_g：给定一速度 V_g 飞行，纵向速度闭环，纵向姿态闭环，引起姿态变化，引起纵向操纵改变，直升机发生运动，陀螺输出俯仰角、角速度 $\dot{\theta}$ 和加速度，GPS 输出位移 X，Y，Z 和线速度 V_{GPS}，V_t与 V_g 比较，如不等，改变 V_t则再循环。

4. 悬停

在悬停时前、后移动。移动距离 x_{tg}给定，键盘发一次指令，移动一设定值。在前飞时，x_t 和 x_{tg}不参与控制，通过航点设定到达悬停。但在自主 1（点对点飞行）时，通过距

离差改变速度。

12.5.4 横向控制

通过横向操纵控制横向位移、横向速度以及侧倾姿态。

1. 横向控制方框图（图12－12）

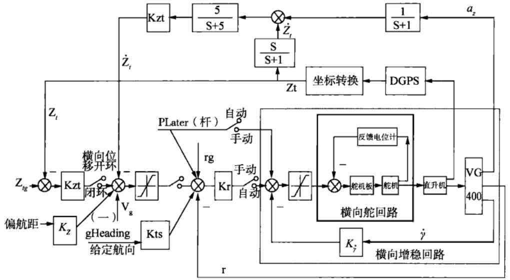


图12－12 横向操纵控制回路

图12－12中：γ，$\dot{\gamma}$——侧倾角和侧倾角速度；

z_t，z_{tg}——当前位置和给定位置；

$\dot{z}_t$，V_g——当前速度和给定速度。

从图中可见，横向操纵控制回路也有五层：

第一层（最内层）是舵回路；

第二层是滚转角速度 $\dot{\gamma}$；

第三层是滚转角 γ；

第四层是横向速度 $\dot{z}$；

第五层（最外层）是横向位移 z。

直升机的输出参数是：

（1）由GPS实时输出直升机的空间位置（x，y，z），求导后给出空间速度（$\dot{x}$，$\dot{y}$，$\dot{z}$）。

（2）由陀螺实时给出直升机的姿态（ϑ，γ）、角速度（$\dot{\vartheta}=\omega_z$，$\dot{\gamma}=\omega_x$，$\dot{\psi}=\omega_y$）和加速度（a_x，a_y，a_z）。

2. 横向控制律

$$\Delta A_{1c}=k_p[-k_\gamma(\gamma-\gamma_g)+(1-k_p)p_\ roll+k_i k_{\gamma\psi}*\Delta\gamma] \quad (12-7)$$

$$\gamma_g=rollg0+p_\ roll+rollg1+fadd \quad (12-8)$$

式中：*Rollg*0——力矩平衡时给定值；

*p*_ *roll*——操纵手杆量；

$k_p=0$——手动；

$k_p=1$——自动；

k_i——自主 1，$k_i=1$，其他 $k_i=0$；

k_γ，$k_{\dot\gamma}$，$k_{\gamma\psi}$，k_{zt}，$k_{\dot zt}$，k_z——补偿系数；

fadd——转弯时设定的侧倾角。

如果不是自主 1 飞行，也不是手动操纵，则（12－7）式变为

$$\Delta A_{1c}=k_p[-k_\gamma\ (\gamma-\gamma_g)] \tag{12-9}$$

在悬停时，有

$$Roll\mathrm{g}1=-k_{zt}\ (z_t-z_{tg})\ -k_{\dot z_t}\dot z_t \tag{12-10}$$

自主 2 转向时，有

$$Roll\mathrm{g}1=\gamma=\mathrm{arctg}\left(\frac{V_0^2}{gR_d}\right) \tag{12-11}$$

式中：R_d——转弯半径（m）。

自主 2 前飞状态时，有

$$Roll\mathrm{g}1=-TraceDist\ k_z-k_{\dot zt}\dot z_t=-k_z\ (z_{tg}-z_t)\ -k_{\dot zt}\dot z_t \tag{12-12}$$

3. 侧飞与转弯

在侧飞时，先预置一侧倾角，产生侧向运动，但在盘旋时，虽然预先预置了一侧倾角，但它不能产生侧向运动，否则会产生侧滑。

在转弯时，为了减少侧滑，避免出现偏航距，在式中引入偏航距修正

$$Roll\mathrm{g}1=-k_z\ (z_{tg}-z_t)\ -k_{\dot zt}\dot z_t$$

此式表明，飞机向右侧滑，偏航距为正，为制止侧滑，应左压杆，操纵量为负。

4. 转弯坡度与转弯速度的关系

当直升机以速度 V 水平左转弯时，直升机受力如图 12－13 所示，T_R 为旋翼升力，F_Y 为 T_R 的垂直分力，F_Z 为其水平分力。左转弯机身左倾产生一离心力 F_c，方向向外，其大小为

$$F_C=m\frac{V_0^2}{R_d}$$

式中：m——直升机质量；

根据力的平衡，$F_Y=G$，则

$$F_Z=G\tan\gamma$$

水平分力 F_Z 应与离心力 F_C 相平衡，则 $F_Z=F_C$，有

$$G\tan\gamma=m\frac{V_0^2}{R_d}=\frac{G}{g}\cdot\frac{R_d\dot\psi V_0}{R_d}=\frac{G}{g}\dot\psi V_0 \tag{12-13}$$

式中：$\dot\psi$——旋转角速度。

$$\dot\psi=\frac{g}{V_0}\mathrm{tg}\gamma=\frac{V_0}{R_d}$$

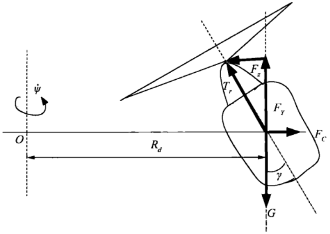


图 12－13 水平转弯时的力平衡

$$\tan\gamma = \frac{\dot{\psi} V_0}{g} = \frac{V_0^2}{gR_d} \tag{12－14}$$

从上式可见，盘旋角速度 $\dot{\psi}$ 越大或转弯半径越小、飞行速度 V_0 越大，则机身倾斜角 γ 越大。

在盘旋时：

盘旋过载 $n = \dfrac{1}{\cos\gamma}$；

盘旋转弯半径 $R_d = \dfrac{V_0^2}{g\sqrt{n^2-1}}$；

盘旋角速度 $\dot{\psi} = \dfrac{V_0}{R_d}$。

在不同转弯速度下盘旋时，转弯半径 R_d 与转弯坡度 γ 之间的关系如图 12－14 所示。从图 12－14 可见，在同一飞行速度下，转弯坡度 γ 越大，转弯半径 R_d 越小；在同一转弯坡度 γ 下，飞行速度越大，转弯半径 R_d 越大。

12.5.5 发动机控制

在无人直升机飞行控制系统中，发动机控制是重要的环节之一。控制要求：

第一，平稳启动。

第二，保证在各种功率状态下输出轴转速恒定。

第三，保证在各种飞行状态下转速恒定。

通过采用恒量供油控制、恒速保持控制和总距前馈补偿控制等控制方案，采用模拟控制和数字控制相结合的方法，实现飞行控制系统对发动机控制的要求。

由活塞式发动机工作原理知，发动机输出轴转速 n 是供油量 W_f（s）和输出轴功率 P 的函数，可写为

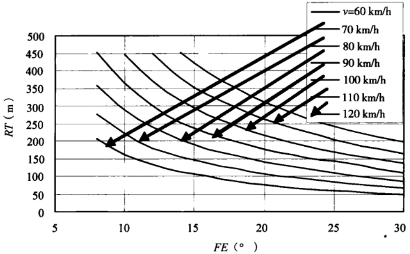


图 12－14　在不同飞行速度下，转弯半径随侧倾角的变化

$$n(s)=\frac{k(\varphi_7)}{T_f(\varphi_7)s+1}w_f(s) \tag{12-15}$$

式中：$k(\varphi_7)$——补偿系数；

$T_f(\varphi_7)$——惯性时间常数；

φ_7——总距。

发动机转速 n 随供油量 $W_f(s)$ 的增加而增加。$k(\varphi_7)$、$T_f(\varphi_7)$ 由发动机负载大小决定。负载即是总距。总距 φ_7 变化，功率变化，$k(\varphi_7)$、$T_f(\varphi_7)$ 变化。功率增加，$k(\varphi_7)$将减小，$T_f(\varphi_7)$ 将增大，导致发动机转速下降。通过试验可得到总距 φ_7、$k(\varphi_7)$、$T_f(\varphi_7)$ 三者之间的关系。

1. 发动机控制回路（图 12－15）

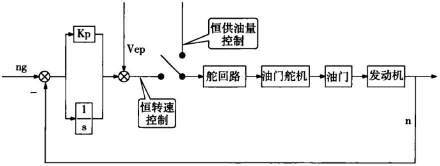


图 12－15

2. 发动机控制律

比例加积分控制模式：

$$Poil=(n_g-n)(k_p+0.16t)+oil_{\varphi_7} \tag{12-16}$$

式中：n_g——给定发动机转速；

n——经计算机处理过的发动机实时转速；

$Vep = oil_{\varphi 7}$——随总距联动的油门开度；

k_p——待定系数；

t——时间。

注：$n \times 1000$ 即为发动机的实际转速，控制电压 1V 大约对应 4% 的油门开度。

3. 发动机控制过程（以 Rotax582 发动机为例）：

（1）启动到慢车阶段：从发动机点火开始计时，油门保持怠速位置 1min50s，1min50s 过后，油门前馈量 $oil_{\varphi 7}$按每秒 0.4% 的速度增大，当转速到达 2800r/min 时接通转速闭环控制，然后给定转速按每秒 50r/min 的速度递加，直至转速达到 3200r/min 时开始保持一段时间，等待下一个指令。

（2）慢车到巡航阶段：当接到地面“巡航”指令时，给定转速按 75r/s 的速度递增，同时，前馈量 $oil_{\Phi 7}$也按每秒 4% 的速度递增，引导转速匀速上升，为防止转速大范围波动。约 30s 转速就达到了 5800r/min，当转速达到 5800r/min 时，开始保持，直到下一指令到来。

（3）从巡航到最大阶段：当接到地面“最大”指令时，给定转速按 25r/s 的速度递增，此时总距已达到 6.1°，因此前馈量 $oil_{\Phi 7}$按油门与总距的联动曲线随总距联动，在转速上升的过程中，如果前馈量给定导致转速与当时程序给定转速有误差，那么转速闭环回路会自动进行调节。约经 24s 转速到达 6350r/s。

（4）飞行阶段：在飞行过程中，转速始终保持 6350r/min，此时油门开度唯一的目标就是保证转速恒定，如果需用功率变化，导致转速变化，油门就会相应的变化，以保证转速恒定，这里的总距与油门的联动量只是一个前馈量，目的是在改变需用功率的同时，提前改变油门开度以适应需用功率的变化，防止在需用功率变化较大，导致转速偏差过大，靠转速闭环调节会有滞后。下图给出某机飞行实测的发动机转速变化，从图中可见，转速脉动为 20～30r/min。

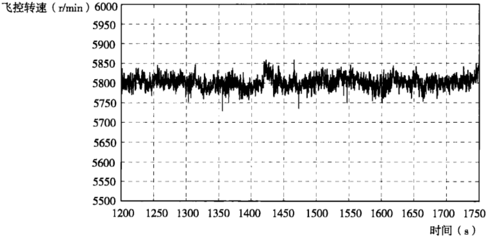


图 12－16 实测的发动机转速随时间的变化

12.6 无人直升机的飞行控制模式

如上所述，无人直升机有三种飞行控制模式，下面分别予以介绍。

1. 人工操纵飞行控制模式

此模式是在目视范围内，操作手目测直升机姿态和飞行状态的变化，通过地面操纵台上的操纵杆对直升机实施控制，完成各种飞行任务。在该模式下，直升机的三轴姿态角均处于飞行控制计算机的位置闭环控制回路中，通过飞行控制回路中的解耦控制，可使直升机三轴姿态角间的耦合明显降低，使操作手能灵活可靠地实现对直升机飞行姿态和飞行状态的控制。

在自动或半自动控制模式下，操作手目测或从测控计算机上显示的数据了解飞机的飞行姿态和飞行状态，也可进行人工操纵干预。

在无人直升机研制初期，由于飞控系统尚待完善，为使飞机飞起来，或在飞行中，飞控系统出现故障，为把飞机飞回来多采用这种控制模式。另外，在地面试车，垂直起飞和下降过程中，由于直升机是在低高度、过渡状态飞行，为保证飞行安全，也常采用这种控制模式。

必须指出，人工操纵在具体实施中，尚有不少问题需要解决：

由于在目视范围内飞行，受飞行距离限制（小于700m），飞行速度就不可能大（如小于10m/s），此速度恰好是过渡速度，振动大、不稳定，不好操纵；同时，还存在一个小速度指示问题。一般直升机上的空速表最小指示空速约50km/h，小于50km/h，则指示不准，空速越小，指示误差越大。为此，在无人直升机上，采用GPS指示速度，但此速度是地速，而直升机飞行是以空速为基准，在无风时，地速等于空速，而有风时，特别是飞行速度小、风速比较大，在做180°转弯时，经历了迎风（或顺风）—侧风—顺风（或迎风）的全过程，即使地速不变，但迎风和顺风的空速之差是二倍风速，就会产生由于空速之差大、需用功率差别大而使飞机爬升或下降，飞行不稳；若下降过快，则容易进入涡环状态，导致直升机坠地。

操纵手通过观察飞机运动判断飞机速度，此速度是地速，在有风情况下飞行，顺风飞行，飞机飞的比较快，但空速小，而逆风飞行则相反，这样容易给操纵手以假象，造成反操纵，该提总距时反而降距，也容易造成事故，所以，在飞行时要随时向操作手报告飞机速度、高度、姿态等信息。

2. 自动飞行控制模式

此模式是指令员和操作手根据地面测控站上的仪表显示的飞行数据和状态，通过指令盘（图12－17）上的指令和地面操纵台上的操纵杆实现对直升机的操纵控制。指令盘上有指示飞机要飞的各种飞行状态，如悬停、前飞、升降、转向、定高、定速、定向等，还有数字键，可根据需要键入数字。自动飞行控制模式可根据需要改为人工操纵或自主飞行控制模式。

在此模式，无人直升机始终处于三轴姿态闭环控制和角速率反馈增稳控制。

指令盘的功能：从表盘上来看，表盘主要分为七大部分：发动机、操纵、悬停、前飞、转向、遥调和数字键。

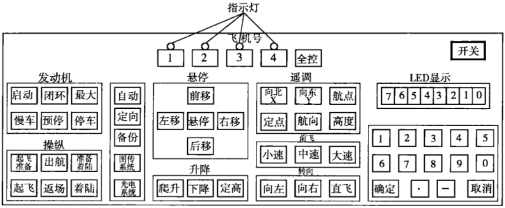


图 12－17 某机的指令盘

（1）发动机部分：进行发动机的开车、停车、转速等的控制。

（2）操纵部分：包括实施自主起飞、自主着陆、自主飞行和根据需要进行返场操纵。

（3）悬停部分：在悬停状态，按前、后、左、右移动键，直升机分别向前、后、左、右方向移动，利用该键可以调节直升机相对地面或某参照物的位置。

（4）前飞部分：此部分设有大、中、小三个速度，其值可根据需要任意选定，在飞行中可根据需要改变速度。

（5）转向部分：该部分设有向前直飞、左、右转弯键，如按下“向左”键，则向左转弯，如不停地转，则转的轨迹是个圆。转弯角速率根据需要设定。如不在进行左转，则按“直飞”键。

（6）遥调部分：可以遥调航点、航向、高度等，键盘设定可根据需要选定，如遥调速度。遥调某一参数，如高度，就按下“高度”键，然后在数字键盘上键入所要遥调的高度，再按“确定”键即可。

（7）数字键部分：该部分给出 10 个数字、“＋”，“－”号及小数点，这样可输入任意实数。如遥调高度 100m，即键入 100，在“LFD 显示”屏上显示 100，再按“确定”键，则表示输入完毕。还可按“取消”键，表示输入无效。

3. 自主飞行控制模式

该模式综合使用了各个自动控制模式，包含自主起飞、自主着陆、自主导航飞行模式、自主返场、失控自主返场模式等，是无人直升机的主要控制模式。

（1）自主起飞、自主着陆模式通过指令盘上的相应键完成控制。自主起飞模式包括地面自动配平控制、定点悬停控制、航向控制和高度控制等过程；自主着陆模式则由精确的定点控制、近地悬停控制和着陆防侧滑控制等过程。

（2）自主返场模式通过指令盘上的相应键完成控制，当无人直升机返场回到终点上空后，在给定高度悬停等待指令，接到自主着陆指令后着陆。

（3）失控自主返场模式是在无人直升机与地面失去联系后，自动进入自主返场模式，飞行控制盒建立返回起飞点的航线，无人直升机按该航线自主飞行到起飞点上空悬停，稳定后自主着陆，最后发动机停车，完成自主返场控制。

采用该模式，无人直升机在自主导航程序与航迹规划程序的控制下，可在未知领域做

超视距飞行。在飞行前，根据任务要求，确定飞行航迹；航迹由若干个航点组成，每个航点标明经度、纬度、飞行高度、前飞速度、转弯半径、圆心坐标、航向角等。无人直升机按航点顺序进行飞行。如在飞行中需改变飞行航线，只要通过指令盘遥调下一个要飞的航点，则飞机飞向该航点，然后再按航点顺序飞行。自主飞行控制模式是无人直升机的最主要的飞行控制模式，采用这种模式执行各种预定任务。它也可根据需要，利用指令盘，转为自动飞行控制模式或人工操纵飞行控制模式，这样可更精彩地完成多样任务。

本章提到两种自主飞行控制模式：

自主1：点对点的飞行控制模式，从某一点悬停飞到另一点悬停，如反潜。

自主2：任意飞行航迹的飞行控制模式。

4. 应急处置

前面谈到，无人直升机的应急处置能力差，为解决其不足，设想了多种在飞行中可能出现的故障，如：① 自主飞行中返场。② 离散指令飞行返场。③ 自主飞行遥控失控，GPS 完好。④ 自主飞行 GPS 短时失控。⑤ 离散指令遥控失控。⑥ 遥控和 GPS 都失控。⑦ 发动机停车。

对此，采取相应的应急处置措施如下：

(1) 返场：在规划飞行航线时同时设计返场航线，在飞行中，因某种原因（如天气突变，任务取消等）不能继续飞行，可按“返场”键，则飞机按返场航线飞回，自主着陆，发动机自动停车。如上面提到的①、②、③三种情况，但其前提是 GPS 完好。

(2) 失控：失控分为三种情况：遥控失控、GPS 失控和二者都失控。

1) 遥控失控，GPS 完好。可按规划飞行航线或返场航线飞回，回到起飞点上空后悬停，然后按自主着陆程序着陆。

2) GPS 失控，遥控完好。该情况可用自动控制模式，通过操纵指令盘让其飞回，到了目视范围，可由人工操纵飞回。

3) 遥控、GPS 都失控。一般 GPS 失控是因为丢星，GPS 正常使用（定位），必须能接收到 4 个以上的星，所以在 GPS 失控后先进入盘旋，等待 GPS 好转，如仍不见好转，则以最小下降率的速度下降，按设定的状态着陆。仿真表明，一般能够安全着陆，但其前提是着陆场地必须平坦，无障碍物。

(3) 发动机停车：对于装有单台发动机的无人直升机，必须考虑发动机停车，因为发动机停车时有发生。在飞行中如何快速判断发动机停车至关重要，因为停车后旋翼转速衰减很快，如果误判应能很快纠正过来。对于发动机停车后的飞行 - 自转和自转着陆应设计专门的程序。和有人直升机一样，在空中停车后首先保持转速（总距降到最小）、保持航向，在离地 30m 左右时，如何操纵则是是否安全着陆的关键。安全着陆的一般条件是：

1) 垂直下降速度要小，小于 2m/s。

2) 前飞速度尽可能小，小于 40km/h。

3) 飞机要抬头。

4) 航向要保持。

在离地 10 ~ 15m 的着陆过程中，桨盘要后倾（减小前飞速，增大旋翼转速）、然后前倾，使飞机接近水平，再提距到最大。

仿真结果表明，如果程序设计的好，完全可以做到自转安全着陆。下面是仿真结果：

表12－2中给出飞行重量360kg、场高100m，不同飞行速度v和停车高度h着陆时带舵机的仿真结果：

表12－2　仿真结果

	$V=20m/s$ $h=100m$	$V=20m/s$ $h=200m$	$V=30m/s$ $h=300m$	$V=20m/s$ $h=30m$
下降速度，m/s	1.2	1.2	1.6	1.5
前飞速度，m/s	0	1	2	13
俯仰角	5°	6°	4.5°	5°
航向偏差	约3°	约3°	约6°	约5°

从表中可见，完全满足安全着陆条件。但要真正做到安全着陆还必须要求着陆场地平整，周围没有障碍物。图12－18～图12－21给出某机在．高度100m，速度20m/s停车时的仿真结果。

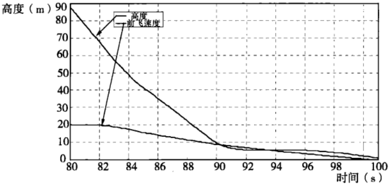


图12－18　发动机停车后，高度、速度的仿真结果

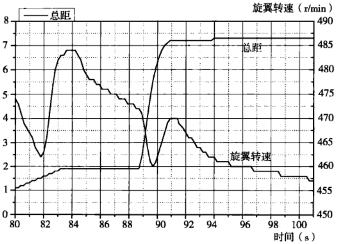


图12－19　发动机停车后，总距、旋翼转速的仿真结果

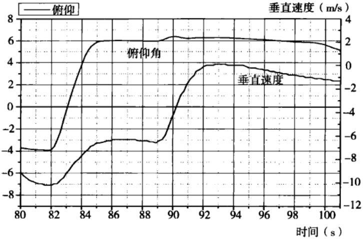


图 12-20　发动机停车后，俯仰角、垂直速度的仿真结果

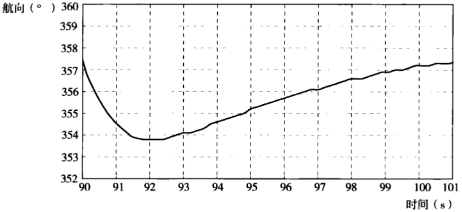


图 12-21　发动机停车后，航向的仿真结果

12.7　无人直升机的仿真

无人直升机是一个具有较多未知特性的复杂被控对象，要降低试飞风险，保证外场试飞的可靠性，必须进行仿真试验，以验证和考核飞行控制与管理分系统的功能，保证飞行控制系统的质量。

仿真的目的：

（1）通过仿真试验，对数学模型进行评价和验证。

（2）检验飞行控制与管理分系统的极性，对飞行控制律的正确性和有效性进行验证，对飞行控制参数进行预调整。

（3）通过仿真试验验证通讯接口，各传感器接口的有效性和可靠性，检查分系统各部分设备的兼容性。

(4) 检查飞行控制与管理分系统的各种功能和各个指令的有效性和正确性。

(5) 检验飞控软件的功能，找出软件中的不足并及时做出修改。

(6) 对即将要飞的科目进行仿真，预测飞行情况，将飞行的风险降到最小。

仿真技术是以飞行动力学数学模型、控制论、计算技术和相似原理为基础，以计算机和各种物理效应设备为工具，借助系统模型对系统进行试验研究的一门综合技术。

仿真指导飞行试验，飞行试验验证仿真结果。

仿真分为数学仿真、半实物仿真。

12.7.1 全数学仿真试验

全数学仿真就是用建立的数学模型在计算机上进行的试验，适用于研究开发、方案论证和设计阶段。这种仿真无需昂贵的系统，也无需做模仿产生真实飞行环境的各种物理效应设备。

无人直升机的全数学仿真模型由直升机飞行力学设计者提供，数学模型一般由小扰动理论或全量方程给出，详见第八章第三节。采用全量方程数学模型进行仿真，可以实时考虑各种因素，如风速、风向的影响，飞行高度、温度改变对飞行的影响，由于油耗对飞行重量的影响等等，较小扰动理论更有其优越性。

数学仿真试验就是将数学模型输入到电子计算机，飞行控制系统也使用数学模型构建，这样可以将实际系统中的一些死区环节、延迟环节排除在外，来模仿各种飞行状态，通过输出的各种曲线来判断数学模型是否正确，对飞行控制规律的正确性和有效性进行检验。

仿真内容应包含实际飞行中可能出现的各种飞行状态，包括不同飞行重量、飞行高度、速度、不同风速、风向以及各种失控状态等。下面是某无人直升机的仿真内容：

(1) 悬停。

1) 悬停稳定性。

2) 前、后、左、右移动。

3) 有风和无风时遥调航向。

4) 在不同风速、风向下的悬停。

(2) 前飞加、减速 。

(3) 前飞时遥调航向。

(4) 爬升和下降。

(5) 转弯。以不同速度做左右转弯。

(6) 自主飞行。

(7) 加风的自主飞行。考虑不同的风速和风向。

(8) 在自主飞行中遥调航点。考虑无风和有风情况下任意遥调航点。

(9) 自主飞行中返场。

(10) 离散指令飞行返场。

(11) 自主飞行遥控失控，GPS 完好。

(12) 自主飞行 GPS 短时失控。

(13) 离散指令遥控失控。

（14）遥控和 GPS 都失控。

（15）发动机停车。

（16）长航线飞行。

如果数学模型准确，仿真结果可以与实际飞行结果非常接近，下面给出部分二者的比较结果，上图为仿真结果，下图为飞行实测结果。图 12－23～图 12－28 中的横坐标为时间（s）。

飞行航迹比较见图 12－22。

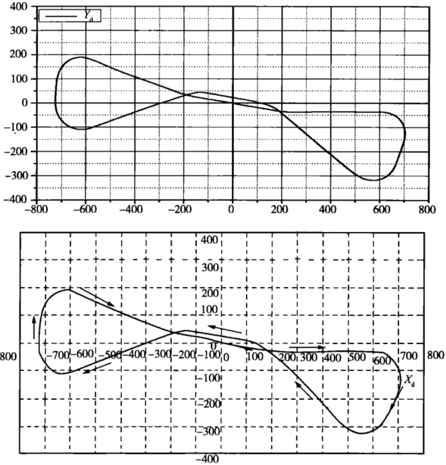


图 12－22 仿真与飞行实测的飞行航迹比较

飞机姿态比较见图 12 - 23。

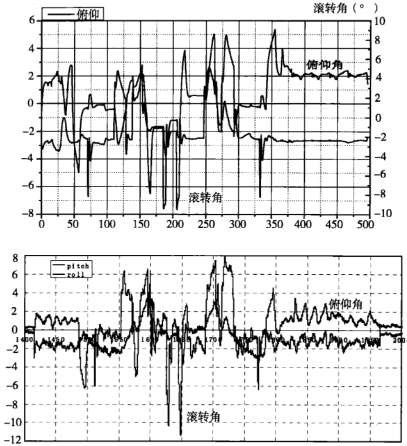


图 12 - 23　仿真与飞行实测的飞机姿态比较

高度、速度比较见图 12 - 24。
总距、尾桨距比较见图 12 - 25。

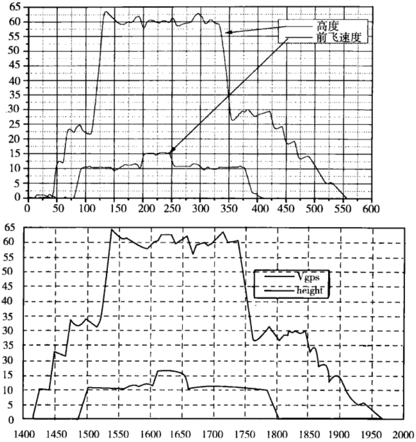


图 12－24　仿真与飞行实测的高度、速度比较

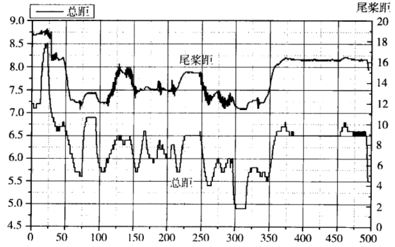


图 12－25　仿真与飞行实测的总距、尾桨距比较

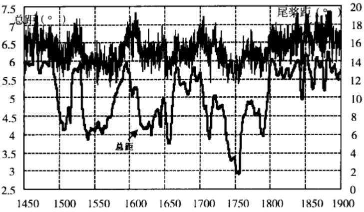


图12-25 仿真与飞行实测的总距、尾桨距比较（续）

总距最低点是在下降时出现的，仿真最低点（310s）比试飞值（1750s）高2°，其原因：①悬停时二者差约1°（标定误差）；②下降速度不同，仿真下降速度1.5m/s，试飞2.0m/s。

尾桨距与试飞值很接近，但仿真值变化范围4°，而试飞不到3°。

纵、横向操纵比较见图12-26。

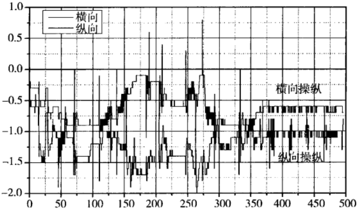


图12-26 仿真与飞行实测的纵、横向操纵比较

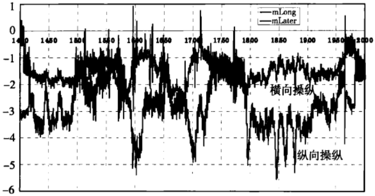


图 12－26　仿真与飞行实测的纵、横向操纵比较（续）

纵、横向操纵仿真与试飞二者变化趋势接近，试飞值普遍比仿真值大 1°～2°，可能标定误差。

偏航距比较见图 12－27。

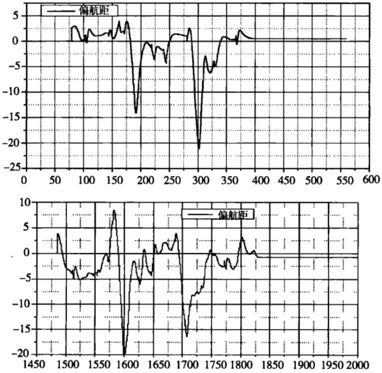
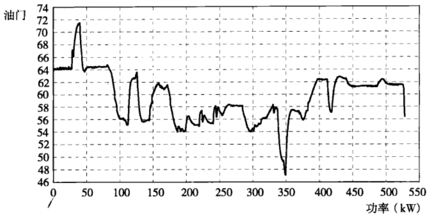


图 12－27　仿真与飞行实测的偏航距比较

油门比较见图12－28。



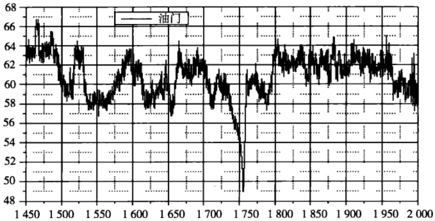


图12－28 仿真与飞行实测的油门比较

12.7.2 半实物仿真

全数学仿真试验难以将执行机构和传感器等非线性环节对控制系统的影响完全考虑进去，因而仿真置信度较低。半实物仿真是包含控制器、执行机构、传感器等实物在内的实时仿真，它可以只对必须建立数学模型的部分进行建模，而难以建模的部分则直接以实物形式接入仿真系统中进行试验，避免某些元部件模型建立不准确造成仿真误差。半实物仿真同其他类型的仿真相比具有更高的真实度，更接近真实系统，是仿真技术中置信度较高的一种试验方法。

飞行控制系统的仿真试验是无人直升机飞行试验前的重要环节，全数字数学仿真和半实物仿真作为飞行控制系统研制过程中的重要手段，具有提高飞行控制系统研制质量、减少外场试验风险、缩短研制周期和节省研制费用等优点。

半实物仿真试验又可分为带转台和不带转台试验，转台通常是一个三自由度陀螺，相当于直升机机身，同时也将舵机、传感器接入，再加电子计算机，构成整体回路。该试验更加

接近实际系统。在该试验中主要是进行飞行参数的预整定以及对飞行中可能出现的故障进行复现和排除。半实物仿真试验对无人直升机飞行控制系统后期研发具有重要指导意义。

图 12－29 是某无人直升机半实物仿真的设备照片，从照片中可以看到，仿真设备包括测控计算机、仿真计算机、飞控计算机、舵机、三自由度角速率陀螺（转台）、转台计算机、转台功能柜及稳压电源等。

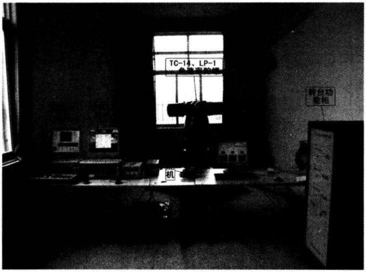


图 12－29　半实物仿真设备

12.8　无人直升机的地面试验

地面试验包括压沙袋地面试验和系留试验，在试验前应完成舵机的标定。

12.8.1　舵机标定

舵机标定的目的是得到给定控制量与实际操纵量之间的对应关系，通过舵机位置反馈信号计算操纵量大小，并对操纵量输出进行电气限幅。所标定的五个舵机分别是：总距舵机、横向舵机、纵向舵机、尾桨舵机和油门舵机。

根据测量数据，拟合出该舵机的电压与操纵量的关系，并绘出标定曲线，通常至少要标定 2 次，以检查其重合度，直至输入显示值与测量值基本相符，差值很小，满足工程需要为止。

12.8.2　压沙袋地面试验

压沙袋地面试验是将沙袋压在滑橇的橇筒上，使飞机不能有任何移动。在试验时，总距可从最小提到最大，发动机转速从最小到给定值，油门从低油门到高油门。

1. 试验目的：

（1）检查飞机各系统的协调性和工作的稳定性。

（2）检查动力系统、传动系统、燃油系统等系统的工作情况，调试发动机参数和测试其功能。

（3）检查旋翼、尾桨的工作情况。

（4）检查各个仪表指示是否正常。

（5）检查在不同发动机转速下的全机振动情况。

（6）各系统电磁干扰试验。

（7）检查遥测、遥控系统功能。

（8）检查任务设备的工作情况。

2. 直升机正常运转

在启动发动机之前，要做好实验前的各种准备，如飞机称重、测重心、舵机标定、各系统检查、准备沙袋等。

第一次启动发动机的转速要比较低，以后逐步增大转速，每次试验后要进行系统检查。在从慢车到大转速，几乎每架飞机都有一个震动大的转速范围，在此区域转速不要停留，要快速通过。

启动发动机成功后，就进入直升机的正常运转。该实验又分为开环开车和闭环开车，所谓开环开车就是飞控系统中反馈信息没有接通。这种开车，飞机状态不容易保持。第一次开车，总距 - 油门关系尚未确定，通过开环开车得出总距 - 油门关系。当有了总距 - 油门关系后就可进入闭环开车，以后开车均是闭环开车。

3. 打锥体

当发动机稳定在工作转速时，就要进行打锥体。为什么要打锥体？如果旋翼在转一圈时两片（或三片，四片）桨叶抬起的高度不一样，一个高，一个低，则说明两片桨叶的升力不一样，一个大，一个小，旋转一周，它就是激振力，引起直升机的振动。

打锥体的方法很简单，就是在桨尖涂上不同颜色涂料，在旋翼旋转时用一纸卷试着逼近，直至打上为止。通常两片桨叶的高度差小于5mm则通过，若大于此值，应停车检查，采取措施。

12.8.3　系留试验

系留试验就是用绳索将直升机系住，绳索长度应能使直升机离地0.5～1.0m，绳索至少3根，通常4根应能控制住飞机的姿态，不会使直升机产生较大的姿态变化。此试验将进一步考核飞机的姿态稳定性、飞控系统的工作稳定性。进行飞控系统参数整定，检查陀螺、磁航向计、高度表、电台及发动机参数（如缸温）的工作情况，还可进行自主起降试验。

1. 试验目的

（1）检查无人直升机在悬停时的稳定性和操纵性。

（2）检查自主起降能力。

（3）检查悬停时的总距、油门值。

（4）考核发动机的工作特性。

2. 正常运转

在系留前准备好系留绳，选好机上和地上系留点。为便于控制飞机姿态，一般采用四点系留，系留绳长度根据系留时离地高度确定。

在飞机正常运转时，注意观察飞机姿态、相对地面位置、航向、高度等的稳定性；注意总距、油门值及其变化，特别是在向大总距逐步增加时。

3. 自主起降

自主起降就是按设定好的程序进行的起飞和降落。这样，无人直升机在起飞和降落时无需人操纵。试验表明，采用自主起降，飞机更稳定，着地时可以下降速度很低。

12.9 无人直升机的试飞

在上述试验圆满完成之后，可进入无人直升机的试飞。试飞的内容很多，本文只介绍悬停试飞、自主起降、小航线试飞、全自主飞行和性能试飞。

12.9.1 悬停试飞

悬停是指直升机在一定高度上保持航向和相对地标位置不变的一种飞行状态。悬停试飞可分为近地悬停和较高高度悬停。悬停试飞一般由操作手操纵，近地悬停一般飞机离地3~5m，检查飞机的稳定性和操纵性，总距和油门的协调性以及飞控系统和各设备的工作情况。因离地比较低，一旦发生意外情况可马上着地。

较高高度的悬停，如果是定高飞行，则取决于高度表的精度，高度表指示准确则悬停稳定，对于气压高度表，一般离地15~20m才能指示稳定，所以，无人直升机一直垂直爬升到这个高度后才转入前飞，也在这个高度进行左、右侧飞、后飞和悬停回转等动作。

应特别指出，直升机在从悬停转入前飞的过程中，由于桨盘前倾，旋翼拉力的垂直分力减小会出现短时掉高度，甚至掉5~6m，所以无人直升机在悬停高度上必须留有一定的高度储备。

在较高高度悬停是直升机从有地效到无地效的一个转变过程，在此过程中，随着离地高度不断增加，地面效应减弱（9.1），总距不断增大，直升机的需用功率不断增大，旋翼反扭矩不断增大，此时若不及时调整尾桨拉力，直升机就会改变航向；若调整了尾桨距，但没有及时调整横向操纵，飞机就会产生侧滑。所以，采用人工操纵（手动）模式进行较高高度悬停，是个很复杂的操作。为保证在垂直上升的过程中不出现偏航、侧移，应在地面就按下指令盘上的定向、悬停键。

若在较高高度悬停稳定，可进行小距离的前后、左右移动以及悬停转向试飞。这项试验在着陆时非常有意义，因着陆时有时会偏离预定着陆点，为寻找适宜的着陆点，需进行小幅移动，特别是在野外着陆、场地不平的情况下。

12.9.2 小航线试飞

小航线试飞是指在目视范围内的飞行。对于一架新研制的无人直升机有三种飞行模式：手动、自动和自主飞行模式都要验证。一般也是按这个顺序进行一一验证。

由于在目视范围内飞行，所以飞行速度比较小，且转弯、转向飞行比较多，这就给试飞带来很多困难。

1. 小航线试飞的特点

（1）飞行速度小，刚好是直升机的过渡速度，在此速度飞行，飞机振动大，操纵性和

稳定性差，飞控系统及设备工作环境恶劣。

（2）飞行速度小，空速表指示不准确，一般采用GPS指示速度，这个速度是地速，而飞机所有的参数都是以空速作参变量，如直升机需用功率随速度的变化是指随空速的变化。特别是在有风情况下做180°转弯时，空速和地速相差很大，需用功率相差很大，会出现直升机迎风爬高，顺风掉高的现象，高度难于控制。

（3）飞行速度小易受风的影响，如侧风，则产生很大的侧滑角，直升机易产生侧移和改变航向；直线飞行，顺风与迎风的空速之差是二倍风速。此时，定高、转向等难于控制。所以小航线飞行要选在风小的天气飞行。

（4）飞行速度小，在下降时易进入涡环状态，特别是在手动模态、远距离进行下降或高高度下降，操作手凭眼睛观察或感觉很难准确确定下降速度，下降速度偏大则进入涡环，造成事故；

（5）飞行速度小，在高温下飞行散热条件差，要注意飞控系统、减速器、舵机、汽缸头等的温度。还要注意发动机的功率是否足够。

综上所述，小航线飞行是个易出事故的飞行，也是新型无人直升机研制过程中不可回避的飞行。若三种飞行控制模式在小航线飞行中都已通过，则可认为无人直升机基本研制成功。

2. 试飞前的准备

（1）规划航线：由于小航线飞行是在目视范围内，所以飞机距指挥台的距离最好小于50m，飞行速度小于20m/s，飞行高度小于80m。航线设计好以后，要反复仿真，以确保万无一失。

（2）要做场地勘察，飞行区域最好不要有居民住家、高压线、高大建筑物等。

（3）电台拉距：因为飞机要飞出去，要测量电台的实际作用距离，场地周围是否有干扰信号。此外，试飞的场地、天气等也要满足试飞要求。

3. 试飞

（1）人工操纵：通过人工操纵检查在前飞时飞机的稳定性和操纵性。

（2）自动：通过指令盘上的按键来操纵直升机，一般是验证指令盘上的指令是否有效。

（3）自主飞行：完成任务最常用的一种飞行方式，它不需操纵人员参与，飞行操纵人员只需观察飞行参数的变化。

12.9.3 自主起降

自主起降，顾名思义，就是按设定的程序（高度、垂直速度随时间的变化）自主起飞和降落的方法。在起飞时，一般飞机上升到离地20m悬停，则认为完成起飞程序。当飞机返回到着陆点上空时，在离地20m处悬停，按下“准备着陆”“着陆”指令，则进入自主着陆程序，飞机以设定的下降速度如0.3m/s下降，为了消除下降速度累加，在高度6m处悬停一下，然后继续下降，直至着陆，通常触地速度小于0.3m/s。

飞行试验表明，自主起降飞机姿态更稳定，高度、速度更准确。图12－30、图12－31为飞行实测的自主着陆曲线。

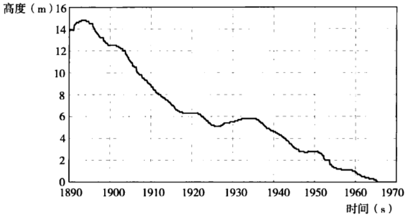


图 12－30　在自主着陆时高度随时间的变化

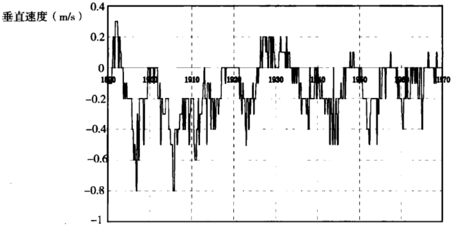


图 12－31　在自主着陆时下降速度随时间的变化

12.9.4　全自主飞行

所谓全自主飞行，是指从起飞、航线飞行、直至着陆完全按设定的方案执行，不需人员操纵就可圆满完成任务的飞行。地面人员只从屏幕上了解飞行情况。飞行结果表明，飞机能完全按航线飞行，高度偏差一般小于±5m，航向偏差小于±2°；最大偏航距一般小于±30m（通常在有风情况下转弯时出现），直线平飞一般小于±5m。

飞行航迹可按要求随意设计。

12.9.5　性能试飞

所谓性能飞行，是指对无人直升机的基本性能试飞，通常指最大平飞速度、最大飞行高度、使用升限和悬停升限、航程和续航时间等。与有人直升机飞行相比，无人直升机有其自己的飞行特点。

1. 最大平飞速度

最大平飞速度是指空速，而无人直升机在全自主飞行时是按地速装订航线的，在空中飞行，有可能是迎风飞行，也有可能是顺风飞行，如前述，迎风飞行，空速 = 地速 + 风速；而顺风飞行，空速 = 地速 - 风速。由于真实空中飞行，很难准确知道空中的风速和风向，因此也就很难准确达到预定的最大空速。而有人直升机则不同，飞行员可随时调节空速。

对于无人直升机，最大空速通常受发动机的功率限制，因此，最大空速值应当是飞行高度、温度的函数，因为发动机的功率是随高度、温度变化的，如图 12 - 32 所示。

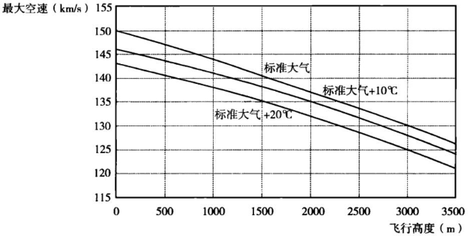


图 12 - 32　在不同温度下，某机最大空速随高度的变化

2. 使用升限

使用升限是指以最有利空速飞行时可达到的最大飞行高度。由于无人直升机是按航线设定的地速飞行，在无风情况下飞使用升限时，此地速就是需用功率曲线最低点的速度。可是在有风条件下，不管是迎风飞行还是顺风飞行，最有利空速均偏离需用功率曲线最低点，风速越大，偏离越大，使得需用功率的增加越大，这样，使爬升时剩余功率减小，因而使用升限下降，如图 12 - 33 所示。

3. 悬停升限

悬停升限通常包括有地效悬停升限和无地效悬停升限，鉴于目前无人直升机的飞行特点，所以只考虑无地效悬停升限。由需用功率曲线知，在悬停时需用功率比较大，所以飞无地效悬停升限时使用发动机最大功率。由于发动机的功率随高度、温度而变化，所以应当给出在不同温度下无地效悬停升限随飞行重量的变化。如图 12 - 34 所示。

顺便说明，对于装有活塞发动机的直升机，在大油门时，油门增加而功率增加很少，而在悬停时直升机需用功率随总距增加呈线性增加，所以，当在大的飞行重量，和（或）在高温或高原定高飞行时，往往因提总距，需用功率增加，同时油门增加，但发动机可用功率增加很少而掉高度，又根据高度控制原理，掉高度必然又增加总距，从而更加速掉高度，进入涡环状态，造成飞机失事。所以，为保证飞行安全，必须密切注意油门的变化。

4. 续航时间

与有人直升机一样，以需用功率最低点的空速（续航速度或久航速度）飞行，单位时

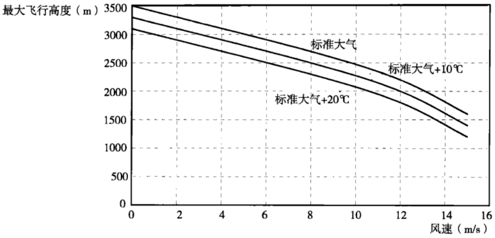


图 12－33　在不同温度下，某机最大飞行高度随风速的变化

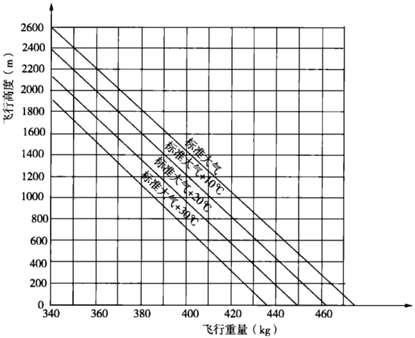


图 12－34　在不同温度下，某机悬停升限随飞行重量的变化

间耗油率最小，可以飞行的时间最长。但在有风条件下，由于无人直升机是按设定的地速飞行，不管是迎风飞行还是顺风飞行，最有利空速均偏离需用功率曲线最低点，风速越大，偏离越大，使得需用功率的增加越大，这样，单位时间耗油率增加，从而使得续航时间减小。

5. 航程

直升机以最有利的空速（每千米耗油率最小的空速）飞行，直升机可以飞的最远。但在有风条件下，与续航时间飞行类似，也是由于偏离最有利的空速而使航程缩短。

第 13 章　操纵系统

13.1　机械操纵系统

13.1.1　座舱内的操纵机构

操纵系统是直升机的重要系统之一，驾驶员必须通过操纵系统来控制直升机的飞行，保持或改变直升机的飞行状态。

单旋翼带尾桨式直升机靠旋翼和尾桨进行操纵。旋翼不仅起升力面（机翼）和螺旋桨的作用，还是直升机最主要的操纵面。驾驶员使用操纵机构控制旋翼拉力的大小和方向以及尾桨的拉力。如图 13－1、如图 13－2 所示。

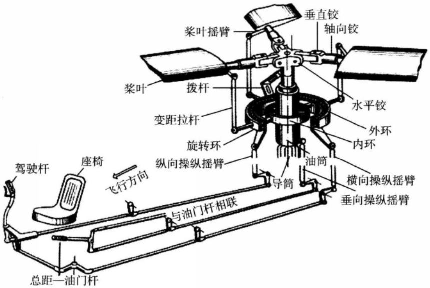


图 13－1　旋翼操纵结构

直升机飞行员座舱内的主要操纵机构是：驾驶杆、总距－油门杆和脚蹬。如图 13－3 所示。

（1）驾驶杆：位于飞行员坐椅前面，同自动倾斜器相连，飞行员右手握驾驶杆。驾驶杆偏离中立位置表示：向前，指直升机低头并向前运动；向后，指直升机抬头并向后退或

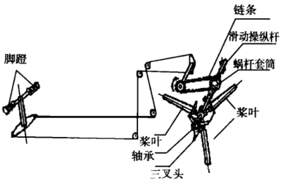


图 13－2 尾桨操纵机构

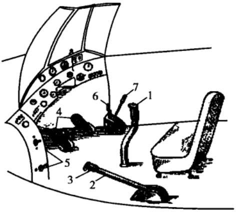


图 13－3 驾驶舱内的操纵布置

1. 驾驶杆 2. 总距－油门杆 3. 油门调节环 4. 脚蹬
5. 直升机操纵调整片开关 6. 摩擦离合器操纵杆 7. 旋翼刹车手柄 8. 仪表板

减速；向左，指直升机向左倾斜并向左侧运动；向右，指直升机向右倾斜并向右侧运动。

（2）脚蹬：直升机的脚蹬和飞机的一样，都是位于座椅的前方，飞行员蹬（脚蹬）舵操纵尾桨变距，对直升机实施方向操纵。

（3）总距：油门杆通常位于飞行员座椅的左方，飞行员左手握此杆，使用此杆可同时操纵旋翼所有桨叶进行变距。上提总距，是指油门杆相当于增大总距，即直升机上升。下放总距，是指油门杆相当于减小总距，即直升机下降。

现代直升机都安装燃油调节器，其实质是，随着总距的改变，同时（自动）改变发动机节气门的开度。换句话说，随着旋翼需用功率的变化，发动机的功率也相应变化。

根据飞行需要，在总距不变的情况下，有时要求较小的调整发动机功率，飞行员可通过旋转在总距－油门杆顶端的把手（油门环）来调节油门。

现代直升机由于构型不同，用途不同，其操纵机构型式也多种多样，如有的直升机总距与尾桨联动（如直8），总距与平尾联动（如“黑鹰”直升机）等。

直升机在飞行中驾驶杆的载荷，不同于飞机的舵面载荷。直升机旋翼使用可逆式操纵系统，驾驶杆承受周期（每一转）的可变载荷，此载荷随着飞行状态的改变而产生某些变化。为了减小驾驶杆的载荷，大多数直升机操纵系统中都安装有液压助力器。

操纵系统中安装液压助力器，可进行不可逆式操纵，即除了操纵系统的摩擦之外，旋翼不再向驾驶杆传送任何力。

为了得到飞行状态改变时驾驶杆力变化的一般规律性，在自动倾斜器操纵系统中安装纵向和横向加载弹簧。驾驶杆的位置随飞行状态的变化而变化，因为直升机平衡发生变化。连接驾驶杆的加载弹簧随着驾驶杆的位置变化而变化，驾驶杆力随着飞行速度不同也出现带有规律性的变化，这对飞行员来说是十分重要的。

为了消除因飞行状态改变而产生的驾驶杆的弹簧载荷，要对弹簧张力进行调整，相当于飞机上的调整片所起的调整作用，因此在直升机上通常把此种调整机构称为调整片。弹簧张力是由调整片操纵柄或电动操纵按钮控制的。

13.1.2 自动倾斜器

自动倾斜器是直升机操纵系统的一个重要组成部分，旋翼的总距和周期变距操纵都要通过它来实现。自动倾斜器按其工作原理可分为三种型式：环式、蜘蛛式、曲拐式。目前，直升机上采用最普遍的是环式自动倾斜器。自动倾斜器的原理如图13－4所示。

自动倾斜器主要由旋转环、不旋转环和球铰等组成。旋转环和不旋转环之间用轴承连接，旋转环通过变距拉杆与桨叶的变距摇臂相连。不旋转环与操纵线系相连，球铰可以沿旋翼轴上下滑动但不转动。当进行总距操纵时，整个自动倾斜器上下移动，使各片桨叶的安装角同时增大或减小。当进行纵、横向操纵时，自动倾斜器不旋转环绕球铰偏转，同时旋转环也随其偏转，使桨叶的安装角周期变化。

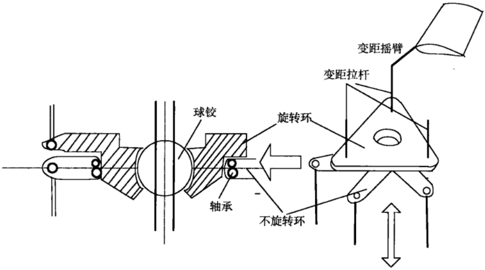


图13－4 自动倾斜器原理

13.1.3 操纵线系

通常把操纵系统中从座舱操纵机构到自动倾斜器之间的这部分称为操纵线系。操纵线系分为软式、硬式和混合式三种。

1. 软式操纵系统

软式操纵系统由钢索、滑轮、扇形件等组成。它的主要优点是体积小，易于绕过机身内部的结构和各种设备，通过性好，且元件本身构造简单，重量轻。软式操纵用于传递操纵力的钢索只能承受拉力，不承压，所以软式操纵必须构成回路系统。钢索由滑轮支撑，并通过滑轮来改变钢索通过的方向，或通过扇形件来改变输入与输出钢索的传动比，见图3-5，这样钢索在绕过滑轮或扇形件时会产生很大的摩擦力，钢索磨损快，同时由于钢索有较大的弹性变形以及在自重和外力作用下的下垂和伸长，因而会产生操纵延迟，操纵跟随性差。一般为了减少在使用过程中的拉长，钢索在装机前要预拉伸；为防止钢索松弛，采用拉力或压力调节器，自动调节钢索的拉力。

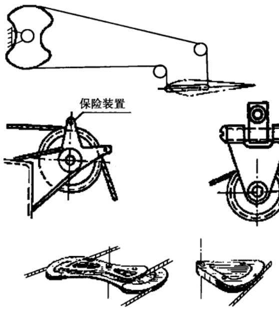


图13-5 滑轮改变钢索通过方向和传动比

2. 硬式操纵系统

硬式操纵系统主要由拉杆、摇臂等组成。硬式操纵变形小、摩擦小，所以跟随性好，操纵反应灵敏，但是通过性差，重量大。硬式操纵线系的拉杆多由铝管制成，两端经收口后与接头相连，一端设计成可调的，这样便于系统的安装和调整。为了减小操纵线系的摩擦和间隙，拉杆和摇臂的连接处都采用滚珠轴承，再考虑到拉杆工作时不仅做直线运动，还有侧向偏斜，因此，滚珠轴承是带球面的，这不仅满足了拉杆运动的要求，在操纵系统安装时还起到角度补偿作用。

在选择操纵线系的型式时要根据直升机的性能要求和直升机的总体布置来决定。在直

升机上全部采用软式操纵系统的做法已很少见。通常总距和周期变距操纵对操纵灵敏度要求高，几乎都采用硬式操纵。脚操纵系统线路较长，对操纵反应的要求也不像手操纵那么高，故多采用软式操纵系统。

3. 尾桨的操纵系统

尾桨的操纵系统多采用软式操纵，驾驶员通过蹬脚蹬，借助软式操纵线系来改变尾桨的桨距。尾桨操纵没有自动倾斜器，因而也就不存在周期变距问题。

13.1.4　操纵系统设计的一般要求

操纵系统是直升机上直接与人发生关系的部件，驾驶员要通过操纵系统来控制直升机的飞行，因此，操纵机构的设计和布置应尽量设法改善驾驶员的工作条件，使驾驶员操作起来应既方便、舒适，又安全、可靠。其一般要求如下：

（1）操纵系统必须具有足够的运动自由度，自由度不够就会出现卡死现象。除了自由度，还有运动方向的要求。操纵系统的运动方向必须与人的生理习惯相一致。例如，前推驾驶杆，应使旋翼锥体前倾，直升机低头、前飞；后带驾驶杆，直升机抬头、后飞等，而不出现“反操纵”现象。

（2）各操纵系统的工作彼此应是独立的，不能相互干扰。例如在进行纵向操纵时，只应有纵向操纵响应，同样在进行横向操纵时只应有横向操纵响应。在直升机四个操纵系统中，脚蹬最容易保证，而总距和纵、横向操纵线系最后都要连接到自动倾斜器上，通过自动倾斜器实现操纵动作，要实现三个操纵之间相互独立、互不干扰必须在结构上采取一定措施。

（3）各操纵机构上的操纵力不应过大，而且操纵力要随着操纵量的增大而增大，即具有正的杆力梯度；同时，操纵系统必须具有配平机构，给驾驶杆卸载，以减小或配平杆力，减轻飞行员的负荷。

（4）操纵系统的摩擦力和间隙应适当，启动摩擦力过大或过小都会引起驾驶员过量操纵，而操纵间隙过大会引起操纵延迟、操纵面抖动。

（5）强度和刚度要求。操纵系统不仅要求所有零构件在设计载荷下不破坏，更重要的是在使用过程中操纵系统的弹性变形要小，以保证操纵的灵活性、跟随性，并满足在严重机动飞行条件下对操纵系统提出的强度和刚度要求。

13.2　直升机的操纵原理

13.2.1　操纵原理

直升机的操纵主要是通过保持（对平衡而言）或改变（对于操纵而言）旋翼的空气动力合力的大小和方向以及尾桨的空气动力的大小来实现的。直升机之所以能在空中做各种复杂的运动，关键在于驾驶员可以利用操纵机构来任意调节旋翼空气动力合力，即调节合力的大小和方向。如第4章所述，直升机在飞行时，旋翼形成一个倒置的圆锥体，旋翼气动力合力 R 则认为垂直于锥体的底部，即桨尖平面，R 的大小和方向可变。

1. 直升机的爬升、下降

直升机在水平飞行时，旋翼气动力合力 R 的垂直分量等于直升机的重量 G，如要增加高度，在速度不变情况下，可增加总距，即增加 R，$R>G$，则直升机爬升，但有个前提，发动机发出的功率必须使旋翼能够产生这样大的 R。如果速度改变，即使不增加总距，直升机也可以爬升，如从悬停转入前飞爬升，飞行员保持悬停时总距，前推杆，随着速度增加，需用功率下降从而产生功率差，使直升机爬升。若下降，则操纵与爬升相反。无人直升机通常是定速飞行，所以爬升和下降通过增大或减小总距来实现。

2. 直升机的前飞、后飞，左飞、右飞

如果由于操纵使旋翼锥体发生倾斜，如前推杆，锥体前倾从而气动力合力 R 前倾，相对直升机重心产生一低头力矩，使直升机低头，同时，R 前倾必然产生一向前水平分力 H_S 使直升机向前运动；同理，若锥体后倒，则直升机向后运动，锥体右倒，则直升机向右运动，锥体左倒，则直升机向左运动。

3. 直升机的航向

在单旋翼直升机上，旋翼的反扭矩通常由尾桨和垂尾来平衡。此外，尾桨还是直升机的方向操纵机构，改变尾桨的拉力可产生大于或小于反扭矩的旋转力矩，从而实现航向操纵。

尾桨的构造与旋翼的构造相似，但比旋翼要简单得多。尾桨的每一片桨叶和旋翼的桨叶一样，都能够变距。

尾桨桨叶通过水平铰与尾桨桨毂相连，因而可以进行挥舞，但它没有垂直铰，不能做摆振运动。

通常，尾桨的桨尖速度与旋翼的桨尖速度相近，但旋翼的直径比尾桨的直径大很多（约 5 倍），所以尾桨的转速又是旋翼转速的 5 倍。由于转速高，所以尾桨旋转时会产生很大的离心力，因为离心力与转速的平方成正比。

尾桨操纵系统中没有自动倾斜器，无须改变尾桨拉力的方向。尾桨靠蹬（脚蹬）舵来改变尾桨距的大小，从而改变尾桨推力大小。

现代直升机均安装涡轮轴发动机（只有极少数小型直升机安装活塞发动机），发动机转速是恒定的。总距和油门的联系是通过燃油调节器，当总距增加时，需用功率增大，通过燃油调节器则油门自动增大，保证总距与油门的协调。需用功率增大，旋翼反扭矩必然增大，为使直升机不出现偏转，需增大尾桨距。

直升机在空中飞行有 6 个自由度，即沿 X（纵轴）、Y（立轴）和 Z（横轴）三个轴的移动和绕三个轴（x，y，z）的转动（图 13-6）。在正常飞行时，直升机处于一种平衡状态，作用在它上面的力和力矩之和应等于零。若要改变直升机的飞行状态，必须对它进行操纵。所谓操纵就是改变作用在直升机上的力和力矩，即打破原来的平衡状态，建立新的平衡状态。

13.2.2 具体操纵

下面举例说明飞行员是如何操纵直升机（该机为右旋旋翼）的。

（1）从悬停转入前飞：直升机从悬停转入前飞时，需前推杆，这样桨盘前倾，总气动力合力矢量 R（垂直于桨尖平面）前倾，R 在垂直方向的分力减小，不足以平衡重力，直升机要下坠，为避免下坠则要略提总距。转前飞后，速度增加，需用功率下降，旋翼反扭

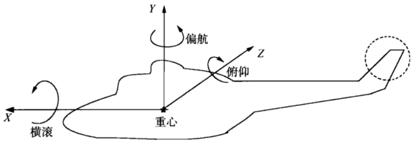


图 13-6 直升机的座标轴

矩也下降，为保持航向，尾桨距要减小；尾桨距减小，尾桨推力减小，整个直升机的侧向力和滚转力矩不平衡，会出现向右侧移和右滚，为消除右侧移和右滚，驾驶员则要左压杆，同时机身侧倾角也有所改变。可见，直升机的某一基本操纵，还必定伴有其他的操纵修正动作，才能实现单纯的水平前飞。

(2) 增大前飞速度：当直升机在某一高度等速平飞时，作用在其上的力和力矩之和等于零，直升机处于平衡状态。这时如果飞行员要增大前飞速度，首先要前推杆，于是旋翼锥体相对于原平衡位置前倾，总气动力合力矢量 R 亦向前倾斜，机体随之低头，这时 R 的纵向分量大于原来的阻力，直升机向前加速。随着飞行速度的增加，阻力亦随之加大，当旋翼气动力合力 R 的纵向分量与阻力逐渐平衡时，直升机开始稳定在新的飞行速度上。随着飞行速度的变化，飞行员又要相应地调整总距，同时直升机需用功率（反扭矩）也发生变化，这时为了保持航向，飞行员必须用脚蹬来改变尾桨的推力，而尾桨推力的变化又改变了直升机的横向平衡，所以，飞行员还必须压杆，使旋翼产生横向分量以实现横向平衡。由此可见，飞行员为改变飞行速度，不是只简单地前推操纵杆，而要协调地操纵所有操纵机构才能使之稳定在新的平衡状态，这也是直升机操纵复杂和困难的原因。

(3) 悬停回转：值得特别指出的是，在悬停回转时，尾桨距增加或减小，则尾桨的需用功率则增加或减小，在发动机的功率不变时，分配给旋翼的功率则要减小或增加，即重新分配发动机的功率，为使直升机飞行高度不变，所以必需增大（左回转）或减小油门（右回转）。

从上述分析可见，直升机的任一基本操纵，如前推杆，必然伴有其他的操纵修正动作，才能实现某一单纯的水平飞行。直升机各操纵系统之间的这种相互关联、相互耦合、相互协调，使直升机的操纵复杂化，这是直升机操纵的一大特点，也是一大难点。

13.2.3 自由度与操纵

直升机在空中虽有6个自由度，但只有4个操纵，有2个自由度（俯仰角和侧倾角）不能独立操纵控制，它们的变化耦合在4个操纵之中。即：

(1) 总距操纵：通过改变总距大小来改变旋翼升力，产生上升和下降；一般发动机的油门操纵与总距操纵交联，当飞行员提距时，发动机的油门开度也相应改变，所以，总距操纵又称总距-油门操纵。

(2) 纵向操纵：驾驶杆前推，桨盘前倾，产生一向前的分力，直升机前飞和加速；反之则后飞或减速。

（3）横向操纵：驾驶杆右压，桨盘右倾，产生一向右的分力，直升机右飞；反之，则左飞。

（4）尾桨操纵：又称脚操纵、航向操纵，通过驾驶员蹬舵来改变尾桨推力的大小。蹬右脚蹬，对右旋旋翼，尾桨距减小，机头右转；反之，则左转。

这样，与固定翼飞机相比，直升机的操纵特性明显不同。常规固定翼飞机各运动轴的操纵面（因而操纵力）彼此独立，升降舵提供俯仰力矩，方向舵产生偏航力矩，副翼差动使飞机滚转，螺旋桨拉力或喷气推力使飞机前进，它们各司其职，互不干扰，而且飞机的主要升力面，即机翼不参加操纵。这些优点使固定翼飞机的操纵特性远优于直升机。

13.3 操纵系统的发展

早期的直升机的操纵系统是“纯机械式”，驾驶员完全靠体力通过座舱内的操纵机构和机械传动装置（包括一系列的摇臂、拉杆、滑轮、钢索等元件）来驱动操纵面——旋翼桨叶和尾桨桨叶，这种人工机械式操纵系统简单，对小型直升机能够满足要求。

随着飞行速度和飞行重量的增大，旋翼桨叶上的气动载荷急剧增加，且非线性程度很大，这是飞行员所不能接受的，而且飞行员体力也难以胜任。因此，从 20 世纪 50 年代起操纵系统中引入了助力器。这类操纵系统分为两类：一类是可逆式助力操纵系统，即驱动主操纵面上的力大部分来自助力器，小部分来自飞行员；另一类是不可逆式助力操纵系统，即驱动主操纵面上的力完全由助力器提供，而飞行员只用很小的力去操纵助力器的滑动阀，主操纵面上的载荷不传给飞行员。

助力器的采用使操纵能力前进了一大步，但仍然还属于传统机械操纵系统，发展到后来出现了许多难以解决的缺点。如结构重量和尺寸越来越大，结构更加复杂；存在非线性（摩擦、间隙）和弹性变形，对热胀冷缩也很敏感，是造成系统自振的重要因素；易受机体结构的弹性震动而引起杆位移，有时会造成人－机诱发振荡等，不能满足直升机的性能和使用要求。随着现代科学技术的发展，特别是微电子技术、计算技术和自动控制技术的发展，直升机的操纵与飞行控制系统逐渐密切融合为一体，从而克服了传统机械操纵的一系列缺点。

飞行控制系统是指能够改善飞行品质，协助驾驶员部分或全部代替驾驶员控制直升机角运动和航迹运动的控制系统，可分为人工飞行控制系统和自动飞行控制系统两大类。人工飞行控制系统可采用机械操纵系统加增稳、控制增稳系统，电传飞行控制系统，光传飞行控制系统等形式，对应的操纵系统也被称为增稳、控制增稳操纵系统，电传操纵系统和光传操纵系统等。自动飞行控制系统则用控制系统取代驾驶员人工操纵来自动完成飞行任务，是当前无人驾驶直升机发展中的关键技术之一，相关内容可参见第 12 章。

13.3.1 增稳/控制增稳系统

直升机的稳定性通常是不能令人满意的，特别是在低速、悬停状态。为了改善直升机的稳定性，在操纵系统中加装增稳系统，通过敏感元件感受直升机的角速度、加速度等信号，再经综合放大后驱动舵机使操纵面动作。其原理是以反馈控制方式提高直升机的运动阻尼，改善了直升机的稳定性和静安定性。增稳系统与原操纵系统并联，相互独立，直升

机的操纵是由驾驶员通过机械通道的执行动作和增稳系统的信号操纵相叠加，增稳系统的操纵一般占操纵权限的3% ~6%。

由于增稳系统在增加了稳定性的同时也削弱了操纵灵敏度，为兼顾稳定性和操纵性两方面的需要形成了控制增稳系统。驾驶员一方面通过机械通道产生操纵信号，另一方面操纵通过杆力传感器发出的前馈通道，以某种电子指令模型的形式叠加到舵机，共同对直升机进行操纵，增强了操纵性。驾驶员不操纵时，系统只起增稳作用。增稳/控制增稳系统按通道可分为俯仰、横滚、航向增稳/控制增稳系统。典型的纵向控制增稳系统如图13－7所示，控制增稳系统的操纵一般占操纵权限的30%以上。

舵机是增稳系统引入加装的重要部件，连接在操纵杆系与助力器之间。按其与操纵杆系之间的连接可分为串联舵机和并联舵机两种方式，也可将两者组合起来形成多种复合形式。串联舵机在没有电信号输入的情况下就是一个传动杆，在系统接通时，其伸出拉杆在一定权限范围内运动并直接操纵助力器电磁阀，不会将运动传递到驾驶杆。并联舵机在接通后，驾驶员不再操纵驾驶杆，而通过操纵台的旋钮控制舵机操纵飞行，人工驾驶时再将其断开，在紧急情况下也可施加较大的杆力，使舵机离合器打滑，强行进行人工操纵。

直升机上常用的舵机按其供给能源的不同，主要可分为电动舵机和液压舵机等类型。

舵机及其运动测量装置还按一定的反馈方式构成舵回路，以提高抗干扰和控制性能。

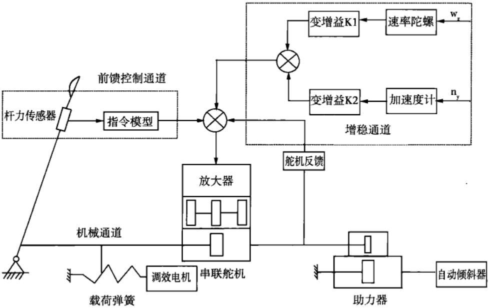


图13－7 纵向控制增稳系统原理框

13.3.2 自动驾驶仪

自动驾驶仪是用来辅助驾驶员操纵的飞行自动控制系统，它与增稳系统不同的是，自动驾驶仪具有给出基准值的指令机构，当直升机受外界干扰而偏离了原来的平衡位置时，它可自动进行修正，所以它可以代替驾驶员对直升机进行控制，减轻驾驶员的负担。

自动驾驶仪通常由信号给定装置、测量装置、综合处理装置、舵回路与执行舵机等部分组成。自动驾驶仪的输入信号（综合信号）与舵机输出量之间的函数关系称为控制规律，因其功用和原理不同可归结为几种基本类型。

（1）比例式控制律。舵机输出量与各输入信号之和成正比。

（2）积分式控制律。舵机输出量与各输入信号对时间的积分之和成正比。

（3）比例加积分式控制律。舵机输出量与各输入信号在动态短周期过程时呈比例关系，稳态长周期过程呈积分关系。

完整的自动驾驶仪通常具有俯仰、横滚、航向、升降（总矩）四个控制通道，用于提供俯仰、横滚、航向、高度、速度的控制和稳定，某些先进的自动驾驶仪还具有自动过渡、自动引导着陆的功能。为了保证驾驶员在接通和断开自动驾驶仪时不产生异常操纵，保证飞行安全，自动驾驶仪还具有自动配平和回零功能。通常接通之前，先由驾驶员进行人工配平，通过配平机构使直升机处于某种力和力矩平衡的稳定状态，驾驶杆所受力为零，然后再接通回零机构，使各通道综合输入信号为零。此时接通自动驾驶仪，自动驾驶仪就将保持驾驶员所建立的配平基准状态，实现自动稳定与控制飞行的任务。

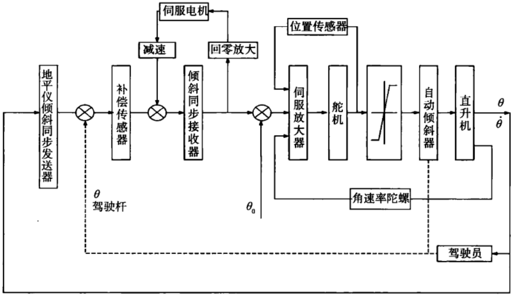


图 13-8　自动驾驶仪纵向通道原理

13.3.3　电传操纵系统

随着飞机设计和飞行控制技术的发展，从 20 世纪 60 年代末开始出现了主动控制技术。由于直升机本身就具有许多不稳定的特点，所以“放宽静稳定性”的主动控制思想对设计师来说具有特别的吸引力。虽然直升机控制增稳系统和自动驾驶仪的应用使操纵与飞行控制结合了起来，但驾驶员的操纵指令仍要通过拉杆摇臂和（或）钢索滑轮来传递，机械操纵系统的一些缺点还是难以完全克服，机械部分和电子控制部分在安装位置上也经常出现协调矛盾，因此，迫切需要一种用电信号传递指令，能与控制增稳系统融为一体的新

型操纵系统。如图13－9所示。

1. 电传操纵系统的特点

发展电传操纵系统的关键是可靠性问题，目前发展成熟和广泛应用的就是多余度技术和故障监测技术。从工程实际来看，机械操纵系统的可靠性远比单套电信号操纵系统好，单套电信号操纵系统最小故障概率与机械操纵系统相比要差上万倍。但尽管如此，在采用多余度等技术后，只要设计合理，就可以达到与机械操纵系统相当甚至更高的可靠性。目前故障适应性和余度构型可达到如下关系：

（1）单次故障保障安全。双余度系统或"自监控"单余度系统。

（2）单次故障正常工作。三余度系统或"自监控"双余度系统。

（3）二次故障正常工作。四余度系统或"自监控"三余度系统。

2. 电传操纵系统的主要特征

主要靠电信号传递飞行员的指令，不再含机械操纵系统。

控制增稳系统是其中不可分割的部分，其操纵权限扩展为全权限，更有利于改善飞行品质。

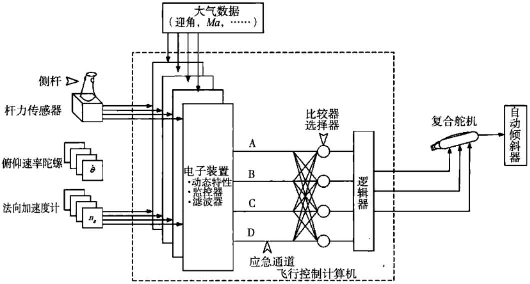


图13－9　四余度电传操纵系统纵向原理

必须是多余度配置来保证系统的可靠性，而且应保证二次故障下正常工作。

目前，一般电传操纵系统军用机要求失效率不大于10^{-7}/飞行小时，对民航机有的要求达10^{-9}/飞行小时。

现代飞行控制系统的发展也使座舱内的操纵机构出现新的变化。对于电传操纵或光传操纵，系统中所传输的仅是驾驶员和计算机的指令信号，而不是驾驶员的操纵力和操纵位移，因而不需要有大尺寸、高强度的杆系，于是产生了小巧的座舱操纵器来取代常规的驾驶杆舵，称为侧杆操纵器，它安置在驾驶员的右侧。目前，一体化结构的主动式侧杆操纵器具有四轴（即总矩、俯仰、横滚、偏航）操纵功能，以单手在手柄上施加不同方向的力

信号作为操纵指令。采用侧杆操纵器有以下好处：一是解放出驾驶员手脚，减轻操纵强度，便于执行其他任务；二是可减小驾驶舱空间和机头尺寸，这一点对军用直升机尤为重要；三是可实现精微控制，提高飞行安全和可靠性。

13.3.4 光传操纵系统

随着复合材料蒙皮越来越广泛地应用，机载控制系统及其他电子系统失去了金属蒙皮的屏蔽保护，所以抗电磁干扰（电磁冲击）和抗核辐射的问题日益突出，解决这些问题的较好办法就是采用光纤作为传输线路。因为光纤是介质材料，不向外辐射能量，不存在金属导线所固有的地环流及由此而产生的瞬时扰动，加之光纤系统传输容量大，使用一根光纤就能传输视频、高频及数据信息等；其二是采用光纤可大大减轻电缆重量；其三是可以隔离通道之间的故障影响；其四是对核辐射、电磁干扰不敏感。

由于光纤技术和数字式电传操纵系统的发展出现光传操纵系统，就其功能来讲，光传操纵系统就是应用光纤技术实现信号传递的飞行控制系统。

13.3.5 智能操纵系统

驾驶直升机飞行是件复杂而困难的事，这是阻碍直升机获得广泛应用的原因之一。现在国内外都在致力于发展一种先进的直升机飞行操纵系统，以解决这一难题，这就是在电传或光传操纵系统基础上发展的智能操纵系统。其目标是：首先，大幅度改善直升机的飞行品质，使之完全适合任务的需要；同时，使直升机的飞行操纵大为简化，容易操纵。

这种智能操纵系统正在研究和试验中，一旦研制成功将大大有助于直升机的普及及应用。

第 14 章　动力和传动系统

14.1　动力系统

14.1.1　直升机对发动机的要求

发动机是直升机的“心脏”，它对直升机的各种特性都有重要的影响，发动机本身又是一个综合性的复杂产品，所以对发动机的要求是严格的，也是多方面的。

1. 发动机的有效功率

发动机输出轴输出的功率值，即有效功率，是保证所设计的直升机满足技术要求的基本参数，有效功率值在发动机说明书中给出。计算传递给旋翼的功率时，需考虑下列功虑损失：

（1）进气损失。由于机身和发动机进气道影响产生的流动损失，约占有效功率的 1.5%。

（2）传动系统的摩擦损失。一般直升机的机械传动装置损失约占 3%。

（3）动力装置附件的冷却损失。如滑油散热、空气压缩机和发电机散热，约占 1.15%。

（4）尾桨损失。平衡旋翼反扭矩尾桨所消耗的功率，悬停时占 9% ~10%，大速度前飞时约占 5%。

（5）附件传动损失。如传动燃油泵、滑油泵、液压泵、发电机等的损失。

因此，在总体设计选择发动机时，不仅要考虑在各种外界条件下的有效功率，以适应各种使用状态，还必须注意各种功率损失，并力图在设计中减少各种损失。

2. 发动机比重

发动机比重即发动机重量与有效功率之比，是表征发动机重量的完善程度参数。一般活塞式发动机比重：（0.61 ~1.43）kg/kW。一般涡轮轴发动机比重：（0.10 ~0.31）kg/kW。大功率发动机的比重较小，随着科学技术的发展，发动机比重还将不断地减小。

3. 发动机的耗油率 C_E [kg/（kW·h）]

发动机的单位耗油率 C_E 是决定发动机和直升机使用经济性的主要因素，是评价发动机的重要指标。

4. 发动机的高度特性

一般来说，随着使用高度的增加，由于空气密度减小，发动机的有效功率也将相应减小；随着高度降低，单位空气流量增加，发动机的有效功率也随之增加，耗油率降低。为保证在山区和高原地区使用，直升机发动机应有良好的高空性能。

5. 发动机的温度特性

环境温度升高后，进入发动机的空气密度减小，发动机的有效功率也就明显下降，而单位耗油率将增加。设计时应考虑环境温度变化对发动机有效功率的影响，保证有一定的功率储备，以保证直升机能达到所要求的飞行性能。

6. 发动机的启动特性

要求发动机在各种气候条件下都易于启动。在冬天低温时，活塞式发动机的滑油黏度增大，需要加热暖机。涡轮轴发动机也有点火喷油的最小转速，低于此转速需用启动装置带转。如用电瓶启动电动机时，在低温条件下电瓶放电能力减小，影响启动次数。在大型直升机上，为避免携带过多的启动电瓶，在机上常装有 50～80kW 的小型涡轮轴辅助动力装置，先用较小的启动电动机启动辅助动力装置，再由它向主发动机的启动装置提供能源。同时，还可在不启动主发动机、仅利用辅助动力装置的情况下，检查液压、电气等系统能否正常工作。另外还要考虑在空中启动的可能性。

7. 发动机的加速性

加速性是指从慢车转速达到最大转速所需的时间。发动机加速性直接影响直升机的使用性。这对于要求迅速投入作战的武装直升机是很重要的。

8. 发动机的可靠性

可靠性是发动机的主要指标之一，它直接影响飞行安全。发动机的可靠性一般用单位时间内故障次数来衡量。发动机的可靠性在很大程度上取决于其寿命。一般发动机寿命可分为三种：

（1）保证寿命。制造厂保证不发生停车事故的发动机工作小时数。

（2）修理寿命。经修理后修理厂保证的寿命延长的使用期限。

（3）总技术寿命。考虑多次修理后发动机的总使用期限。若超过总技术寿命后继续修理，则不经济或技术上太困难。

一般活塞式发动机的保证寿命不大于 1000～1500h。涡轮轴式发动机的保证寿命为 1500～2000h。

9. 技术维护的简易性

技术维护特性是表征结构设计完善性的重要方面。涡轮轴发动机使用维护比活塞式发动机简便的多，特别是近年来采用单元体设计和视情维护技术后，维护性有很大改进。但涡轮轴发动机易受沙尘磨损，高温部件多，需要特别注意防火安全。

10. 成本低，振动噪声小

发动机的成本占全机成本的 20% 左右，是最昂贵的部件之一，对其经济性必须予以注意。使用的经济性还和燃油价格有关，涡轮轴发动机使用的航空煤油价格仅为活塞式发动机使用的航空汽油价格的 40%～50%。涡轮轴发动机的振动水平比活塞式发动机小得多。

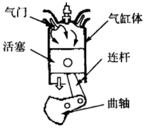
14.1.2 活塞式发动机

航空活塞式发动机是利用汽油与空气混合，在密闭的容器（气缸）内燃烧，膨胀做功的机械。活塞式发动机带动直升机旋翼、尾桨旋转，产生空气动力进行飞行。

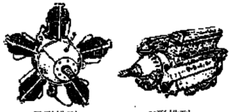
1. 活塞式发动机简介

（1）活塞式发动机的主要组成：活塞式发动机主要由气缸、活塞、连杆、曲轴、气门

机构、螺旋桨减速器、机匣等组成。气缸是混合气（汽油和空气）进行燃烧的地方。气缸内容纳的活塞做往复运动。气缸头上装有点燃混合气的电火花塞（俗称电嘴），以及进、排气门。发动机工作时气缸温度很高，所以气缸外壁上有许多散热片，用以扩大散热面积。气缸在发动机壳体（机匣）上的排列形式多为星形或V形。常见的星形发动机有5个、7个、9个、14个、18个或24个气缸不等。在单缸容积相同的情况下，气缸数目越多发动机功率越大。活塞承受燃气压力在气缸内做往复运动，并通过连杆将这种运动转变成曲轴的旋转运动。连杆用来连接活塞和曲轴。曲轴是发动机输出功率的部件。曲轴转动时，通过减速器带动螺旋桨转动而产生拉力。除此而外，曲轴还要带动一些附件（如各种油泵、发电机等）。气门机构用来控制进气门、排气门定时打开和关闭。



a.活塞发动机结构



b.活塞发动机气缸安排形式

图14－1 活塞发动机结构和排列形式

（2）活塞式发动机的工作原理：活塞顶部在曲轴旋转中心最远的位置叫上死点，最近的位置叫下死点，从上死点到下死点的距离叫活塞冲程。活塞式航空发动机大多是四冲程发动机，即一个气缸完成一个工作循环，活塞在气缸内要经过四个冲程，依次是进气冲程、压缩冲程、膨胀冲程和排气冲程。活塞式发动机的工作原理见图14－2。

发动机开始工作时，首先进入“进气冲程”，气缸头上的进气门打开，排气门关闭，活塞从上死点向下滑动到下死点为止，气缸内的容积逐渐增大，气压降低——低于外面的大气压。于是新鲜的汽油和空气的混合气体，通过打开的进气门被吸入气缸内。混合气体中汽油和空气的比例，一般是15:1即燃烧15kg的汽油需要1kg的空气。

进气冲程完毕后，开始了第二冲程，即“压缩冲程”。这时曲轴靠惯性作用继续旋转，把活塞由下死点向上推动。这时进气门也同排气门一样严密关闭。气缸内容积逐渐减少，混合气体受到活塞的强烈压缩。当活塞运动到上死点时，混合气体被压缩在上死点和气缸头之间的小空间内。这个小空间叫作“燃烧室”。这时混合气体的压强加到10个大气压。温度也增加到400℃左右。压缩是为了更好地利用汽油燃烧时产生的热量，使限制在燃烧室空间里的混合气体的压强大大提高，以便增加它燃烧后的做功能力。当活塞处于下死点时，气缸内的容积最大，在上死点时容积最小（后者也是燃烧室的容积）。混合气体被压缩的程度，可以用这两个容积的比值来衡量。这个比值叫“压缩比”。活塞航空发动机的压缩比是5～8，压缩比越大，气体被压缩得越厉害，发动机产生的功率也就越大。

压缩冲程之后是“膨胀冲程”，也是第三个冲程。在压缩冲程快结束，活塞接近上死点时，气缸头上的火花塞通过高压电产生了电火花，将混合气体点燃，燃烧时间很短，大约0.015s；但是速度很快，大约达到30m/s。气体猛烈膨胀，压强急剧增高，可达60～75

个大气压，燃烧气体的温度到2000～2500℃。燃烧时，局部温度可能达到3000～4000℃，燃气加到活塞上的冲击力可达15t。活塞在燃气的强大压力作用下，向下死点迅速运动，推动连杆往下跑，连杆便带动曲轴转起来了。

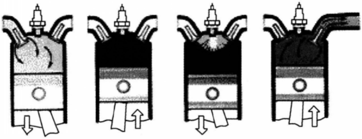


图14－2 活塞发动机工作原理

这个冲程是使发动机能够工作而获得动力的唯一冲程。

第四个冲程是“排气冲程”。工作冲程结束后，由于惯性，曲轴继续旋转，使活塞由下死点向上运动。这时进气门仍旧关闭，而排气门打开，燃烧后的废气便通过排气门向外排出。当活塞到达上死点时，绝大部分的废气已被排出。然后排气门关闭，进气门打开，活塞又由上死点下行，开始了新的一次循环。

从进气冲程吸入新鲜混合气体起，到排气冲程排出废气止，汽油的热能通过燃烧转化为推动活塞运动的机械能，带动螺旋桨旋转而做功，这一总的过程叫做一个“循环”。这是一种周而复始的运动。由于其中包含着热能到机械能的转化，所以又叫做“热循环”。

（3）活塞式发动机的辅助工作系统：发动机气缸、活塞、联杆、曲轴等除主要部件外，还须有若干辅助系统与之配合才能工作。主要有进气系统（为了改善高空性能，在进气系统内常装有增压器，其功用是增大进气压力）、燃油系统、点火系统（主要包括高电压磁电机、输电线、火花塞）、启动系统（一般为电动启动机）、散热系统和润滑系统等。

2. 活塞式发动机在直升机上的应用

20世纪50年代初期，直升机上安装的都是活塞式发动机，如苏联的米－1、－4，和美国的S－56、－58等，米－4上采用的发动机ACH－82功率达1700马力。自1953年出现装涡轮轴发动机的直升机之后，活塞式发动机逐渐被取代，除发动机功率小于250kW的小型直升机外，新设计的直升机都装涡轮轴发动机，也有的把装活塞式发动机直升机直接改装涡轮轴发动机，以改善其性能，充分发挥原有机型的作用。目前，一般飞行重量大于1200kg的直升机已基本不再采用这种动力装置了。但由于活塞式发动机有耗油率低，启动方便，加速性好，也容易实现高空增压，技术成熟，成本低、经济性好等优点，而小功率的涡轮轴发动机又没有可选取的，所以，它仍受到轻、小型直升机的青睐。

3. 活塞式发动机的功率特性

活塞式发动机的功率是发动机转速、油门开度、温度、高度和湿度的函数，影响因素比较多，而发动机生产厂提供的数据又比较少，一般只提供油门100%时的功率、扭矩和耗油率随转速的变化曲线，而且这些曲线的数值（如功率）偏高，不易达到。

活塞式发动机安装在直升机上，这三条曲线远远不够用，还应当通过试验给出在某一

转速时功率随油门的变化，耗油率随发动机功率的变化，并根据试验条件通过计算给出在不同温度、高度和湿度时的发动机功率。

（1）功率和扭矩随转速的变化：活塞式发动机的功率和扭矩随转速而变化，以ROTAX582发动机为例，其特性如图14－3、图14－4所示。该曲线具有一定代表性，功率和扭矩随转速的增加而增加，当达到最大值后随转速的增加而有所减小。活塞式发动机不希望长时间在高转速下工作，因为转速高，机械负荷和热负荷大，严重影响发动机寿命和使用安全。直升机在悬停时需用功率大，要求发动机在高转速下工作，为降低发动机温度，往往安装冷却风扇进行强制冷却。

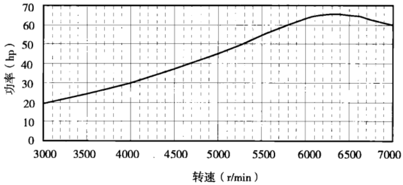


图14－3　功率随转速的变化

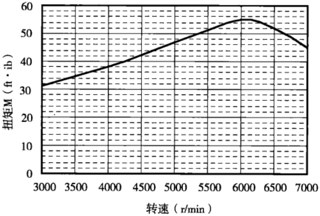


图14－4　扭矩随转速的变化

（2）功率随温度的变化：发动机的功率随温度的增高而下降，基本呈线性关系，每升高10℃，功率约下降2.5%。温度升高，空气密度下降，导致功率下降。图14－5给出914发动机功率随温度变化的曲线，从图14－4可见，其变化规律基本呈线性规律。

（3）功率随高度的变化：无增压器的活塞式发动机的功率随高度的升高而下降，基本上呈线性关系。功率随高度的变化可用统计关系式（Gagg－Ferrar方程）求得，其表达式为

$$N_H = \left[\Delta_H - \frac{1 - \Delta_H}{7.55} \right] N_0$$

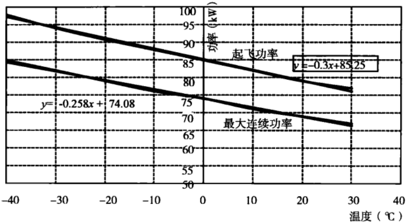


图 14－5　914 发动机功率随温度的变化

式中：N_0——发动机地面功率（kW）；

N_H——飞行高度 H 时功率（kW）；

Δ_H——该高度大气相对密度。

根据上式计算，每升高 1000m，功率下降约 12%。高度升高，进气压力下降，空气密度下降，导致功率下降。为增加活塞式发动机的功率，提高直升机的高原性能，在直升机上安装增压装置，如 914 发动机（图 14－6），从图 14－6 可见，高度增加功率下降很小。还有的直升机甚至采用二级增压，如活塞 5 发动机，见图 14－7。

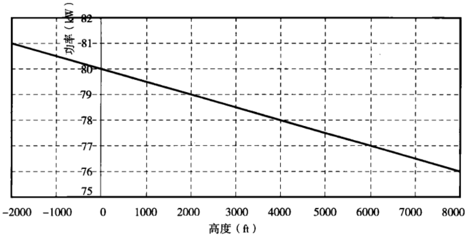


图 14－6　带增压器的 914 发动机功率随高度的变化

（4）功率随湿度的变化：发动机的功率随湿度的增加而下降，但其下降程度没有随温度、高度下降那样显著。

4. 活塞式发动机的耗油特性

活塞式发动机的单位燃油消耗率（耗油率）c_e 为（0.20～0.25）kg/（hp·h），且随

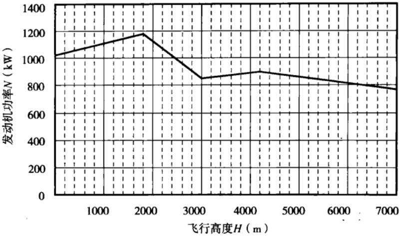


图14－7　带有增压器的活塞5发动机功率随高度的变化

转速的增加而增加，图14－8示出Rotax582发动机的每小时耗油量随转速的变化。从图14－8可见，Rotax582发动机的耗油量仅17～19kg/h，确实很低。注：1USgal＝3.785L。

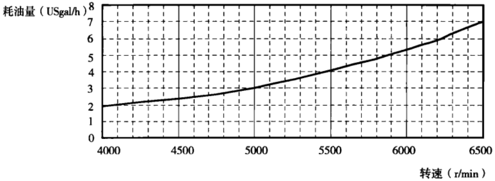


图14－8　耗油量随转速的变化

耗油率还随高度的增加而略有增加，统计计算公式为

$$c_{eH}=\left[\frac{\Delta_H\ (1-k_{fu})}{\Delta_H^{1.117}-k_{fu}}\right]c_{e0}$$

式中：c_{eH}——高度H时单位燃油消耗率［kg/（hp·h）］；

c_{e0}——海平面高度时单位燃油消耗率［kg/（hp·h）］；

k_{fu}——单位燃油消耗率修正系数，可取0.065；

Δ_H——高度H时大气相对密度。

按上式计算结果表明，高度增加1000m，c_e仅增加约2%。

5. 影响功率的因素

影响活塞发动机功率的因素很多，主要因素有：发动机转速、油门开度、外界大气温度和湿度、飞行高度等，此外，还与发动机的油气比、排气系统状态有关。下面分别分析这些参数对功率的影响。

（1）发动机转速。从图 14－8 可见，发动机功率随转速的增加而增加。在直升机上，通常采用恒转速，如果选取的转速过高，发动机长期在高负荷下工作，则寿命短；如选取的转速过低，发动机功率小，则影响直升机性能，特别是起飞性能。在发动机功率随转速变化的曲线中，经常会在某一转速出现凹坑，如 Rotax582 发动机在 5700r/min 出现，在选发动机工作转速时要注意这一点。

（2）油门开度。发动机功率随油门开度的增加而增加，如图 14－9 所示。但当油门开度大于 80% 时，油门开度增大而功率增加并不明显，这在使用时要特别注意这一点，如无人直升机在悬停，当发动机发出的功率小于需用功率时，就会出现掉高度，按程序控制规律，就要提总距，总距增加，升力增加，则直升机的需用功率也增加，需用功率与总距的增加关系基本呈线性关系；而根据总距－油门关系，总距增加，油门增加，发动机功率增加，而在大油门段，发动机功率随油门增加不是线性关系，或者说，其增加斜率很小，这样就会出现同样提总距，需用功率增加多而可用功率增加少的局面，其结果是提总距反而掉高度，如下掉速度过大，就会进入涡环状态。

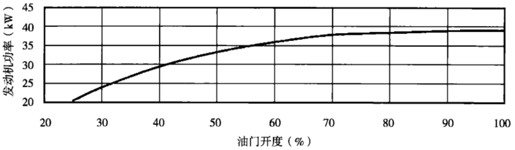


图 14－9　发动机功率随油门开度的变化

（3）大气温度。

（4）飞行高度。

（5）大气湿度。

（6）油气比。油气比指油量与进气量之比。如油量多进气量少，则称为富油，反之则称为贫油。无论是富油还是贫油，都影响发动机功率的发挥，应调整发动机处在最佳油气比状态。

活塞发动机一般在油、气混合比为 15:1时（重量比）能产生最大动力。混合比的改变由排气温度（EGT）反映出来，混合比越大，即燃油的比例越多，排气温度（EGT）越低；反之，混合比越小，排气温度（EGT）越高。

如果发动机在高于海平面工作，空气密度随高度增加和温度升高而降低。吸入空气量减少，而吸入的油保持不变，结果使混合气中含油量增加而富油。

在低空，因空气密度大，需燃油较多，用浓混合气。在高空，因空气密度小，需燃油较小，用稀混合气。

1）富油运转：出现富油，表示混合气过浓，燃油比例过大，会导致燃油消耗过多，发动机功率减小；也可能导致长时间火花塞积油，甚至“淹死”火花塞，打不了火。富油运转情况下还可冷却发动机，使燃烧室温度低于正常情况下的温度。发动机在富油时，可

从进气口和排气口看到飞溅的油滴，并听见“噗噜”（俗称咳）声。

2）贫油运转：如果发动机在低高度、低温下工作，空气密度大，吸入空气量大，而吸入的油量保持不变，结果使混合气中含油量减小，出现贫油。贫油运转会导致发动机工作不平稳、爆振、过热、输出功率减小。发生爆振而不及时纠正甚至会使发动机突然失效。

（7）排气系统：排气是否通畅直接影响发动机的功率。在直升机上由于结构布局限制，消音等原因，影响了发动机排气的通畅，从而影响发动机功率。

14.1.3 涡轮轴发动机

在带有压气机的涡轮发动机这一类型中，涡轮轴发动机出现的较晚，但已在直升机和垂直/短距起落飞机上得到了广泛的应用。

涡轮轴发动机于1951年12月开始装在直升机上做第一次飞行。那时它属于涡轮螺桨发动机，并没有自成体系。以后随着直升机在军事和国民经济上使用越来越普遍，涡轮轴发动机才获得独立的地位。

涡轮轴发动机可分为定轴涡轮（单轴式）和自由涡轮（双轴式）两种。其主要区别是定轴涡轮式的动力涡轮和压气机之间是机械连接，而自由涡轮式的动力涡轮和压气机之间没有机械联系，而是气流连接。这就使压气机在固定的工作状态下，有可能改变动力涡轮或旋翼的转速，同时在传动系统、发动机调节特性等方面产生一些特点。

1. 涡轮轴发动机简介

在工作原理和构造上，涡轮轴发动机（图14－10）同涡轮螺桨发动机很相近。它们都是由涡轮风扇发动机的原理演变而来，只不过后者将风扇变成了螺旋桨，而前者将风扇变成了直升机的旋翼。除此之外，涡轮轴发动机也有自己的特点：它一般装有自由涡轮（即不带动压气机，专为输出功率用的涡轮），而且主要用在直升机和垂直/短距起落飞机上。

在构造上，涡轮轴发动机也有进气道、压气机、燃烧室、涡轮和尾喷管等燃气发生器基本构造，但它一般都装有自由涡轮，如图14－10所示，前面的是两级普通涡轮，它带动压气机，维持发动机工作，后面的二级是自由涡轮，燃气在其中做功，通过传动轴专门用来带动直升机的旋翼旋转，使直升机飞起来。此外，从涡轮流出来的燃气，经过尾喷管喷出，可产生一定的推力，由于喷速不大，这种推力很小，如折合为功率，大约仅占总功率的1/10。有时喷速过小，甚至不产生什么推力。为了合理地安排直升机的结构，涡轮轴发动机的喷口，可以向上、向下或向两侧，不像涡轮喷气发动机那样非向后不可。这有利于直升机设计时的总体安排。

涡轮轴发动机是用于直升机的，它与传动系统和旋翼配合，构成了直升机的动力－升力系统。

把涡轮轴发动机和直升机常用的另一种动力装置——活塞发动机相比，涡轮轴发动机的功率/重量比为3～11，比活塞发动机大很多。而且就发动机所产生的功率来说，涡轮轴发动机也大很多，目前使用中的涡轮轴发动机所产生的功率，最高可达5447kW～8500kW，活塞发动机则相差很远。在经济性上，涡轮轴发动机的耗油率略高于最好的活塞式发动机，但它所用的航空煤油要比前者所用的汽油便宜，这在一定程度上得到了弥补。当然，涡轮轴发动机也有其不足之处。它制造比较困难，制造成本也较高。特别是由于旋翼的转速低，它需要比涡轮螺旋桨发动机更重更大的减速齿轮系统，有时它的重量竟

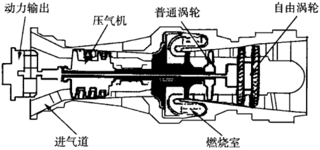


图 14－10　涡轮轴发动机结构

占发动机总重量一半以上。

2. 涡轮轴发动机在直升机上的应用

当前，绝大多数直升机都采用涡轮轴－自由涡轮式发动机，一般小型直升机安装一台，中、大型直升机安装两台，个别大型直升机也有安装三台的，如超黄蜂（两台正装，一台反装，进气道朝后）和 EH101。

当今世界上涡轮轴发动机的功率范围很大，小功率的涡轮轴发动机，如 TSE36－1 仅 147kW，而大功率的涡轮轴发动机，如苏联的 D－136，其最大功率达 8500kW，装了两台在当今世界最大的直升机米－26 上。

根据统计，现在所使用的发动机功率/重量比和耗油率随其功率的变化如图 14－11 和 14－12 所示。从图 14－11 可见，功率越大，其功率/重量比越大，也就是说发动机相对重量越轻。从图 4－12 可见，功率越大，耗油率越小，飞行成本越低。

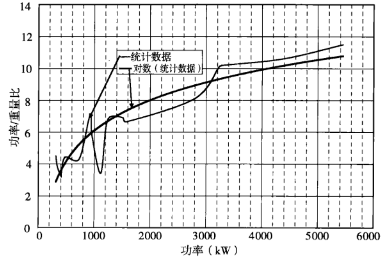


图 14－11　发动机功率/重量比随其功率的变化

3. 涡轮轴发动机的功率、耗油率特性

对于涡轮轴发动机，按功率大小可划分如下几种主要工作状态：

（1）应急功率：顾名思义，应急功率就是在应急情况下使用。其连续工作时间一般不

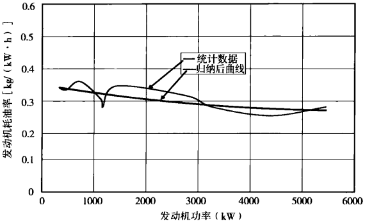


图14-12 发动机耗油率随其功率的变化

超过2.5min，在军用直升机上有此状态。

（2）起飞功率：一般在高温和（或）高原上起飞和悬停时使用，此时发动机零部件承受最大应力和温度，其连续工作时间一般不超过5min。

（3）中等应急功率：此状态在军用直升机上有，在悬停和起飞时采用，其连续工作时间一般不超过30min。

（4）最大连续功率（额定功率）：最大连续功率用于正常情况下的悬停和起飞，也可用于正常的爬升。通常为起飞功率的85%~90%，连续工作时间1h以上。

（5）巡航功率：其功率一般不超过最大连续功率的90%，其连续工作时间不限。

（6）慢车状态：慢车状态即最小工作状态，相应于最大转速的55%~60%。在慢车状态下发动机的涡轮前温度较高，使发动机零件工作状态恶化，其连续工作时间一般不超过20min。

一般发动机制造厂向用户提供最低保证性能，通常以曲线族的形式给出，包括发动机功率随高度和温度的变化，发动机耗油率随高度和温度的变化以及发动机在有放气情况下功率、耗油率随高度和温度的变化。其典型曲线如图14-13和图14-14所示。

从图14-13可见：发动机功率随高度的增加而下降，每增高1000m，功率下降8%左右；发动机功率随温度升高而下降，温度每升高10℃，功率约下降4%。

从图14-14可见：发动机每小时耗油量随高度的增加而下降，每增高1000m，每小时耗油量下降约3%；发动机每小时耗油量随温度下降而下降，温度每下降10℃，每小时耗油量下降3.5%左右。

14.1.4 活塞式发动机与涡轮轴发动机的比较

涡轮轴发动机的主要特点是：

1. 比重小或功率重量比大

直升机上采用的活塞式发动机比重 γ（=发动机重量/发动机功率）一般为0.61~1.43kg/kW，如活塞7发动机为0.8kg/kW。而涡轮轴发动机的比重一般为0.10~0.31kg/kW，仅为它的1/5~1/3，如T700发动机的比重为0.16kg/kW，ALLISON - C30发动机的

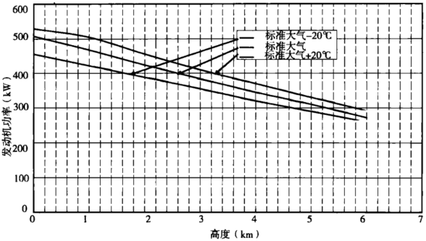


图 14－13 某发动机起飞功率随高度和温度的变化

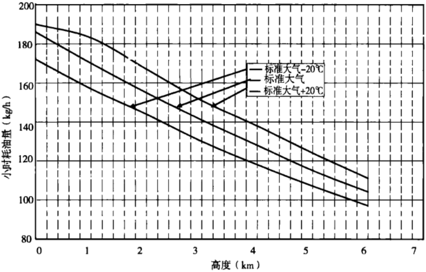


图 14－14 某发动机起飞状态耗油量随高度和温度的变化

比重为 0.22kg/kW，由于发动机的本身比重小，使得动力装置的某些其他系统的重量也随之大大减轻，如涡轮轴发动机不需外部冷却系统（风扇、风道等）、进排气系统简化、发动机支持系统简化、润滑系统重量轻，等等。总的来说，由于整个动力装置（包括发动机）的重量减轻，使直升机的重量效率可以提高 10% 以上。

2. 体积小

体积小大大便利了直升机的总体布置，使其有可能安装两台或多台发动机。

3. 启动容易，振动小、噪声小、维护简便、使用寿命长

一般涡轮轴发动机暖机时间不到 1min，而活塞式发动机往往需要 5～10min；发动机本身的振动小，这样就大大降低了整个直升机的振动，同时也改善了传动系统和发动机支持系统的工作条件；噪声小、维护简便、使用寿命长。

4. 高空特性和温度特性

涡轮轴发动机的高空特性比活塞式发动机略好。在标准状态下，涡轮轴发动机的高度特性系数约为 $\Delta^{0.61}$ （Δ 为大气相对密度），活塞式发动机约为 $\Delta^{1.187}$。这样，在 2000m 高度，前者的可用功率约为地面功率的 89%，而后者约为 79%。涡轮轴发动机有一个缺点是温度特性差，它的可用功率随外界大气温度上升而下降比活塞式发动机下降的略快一些，如上述，当大气温度每升高 10℃，某涡轮轴发动机功率下降 4%，而活塞式发动机下降 2.5%。但由于装有涡轮轴发动机的直升机一般功率储备比较大，所以对性能影响不是很大。

5. 耗油特性

在小功率范围，活塞式发动机的单位耗油率较低［0.34kg/（kW·h）以下］，而大功率的涡轮轴发动机的单位耗油率已达到甚至低于活塞式发动机的单位耗油率的水平。必须注意到，涡轮轴发动机（图 14－15 的 T58－GE－8）在最大功率下单位耗油率最低，随着输出功率的降低，单位耗油率逐渐加大；而活塞式发动机（图 14－15 中的 ДИ（DY－28B）只在部分功率状态下耗油率最低。因此，当两种发动机都在最大功率状态下，涡轮轴发动机的单位耗油率有可能低于活塞式发动机，单位耗油率的这种变化对涡轮轴发动机十分不利。因为直升机在以巡航或续航速度飞行时，需用功率只及悬停时的 55%～70%，而此状态飞行时间最长，所以耗油率高，耗油量大。而此时活塞式发动机单位耗油率很低，整个飞行耗油量小。

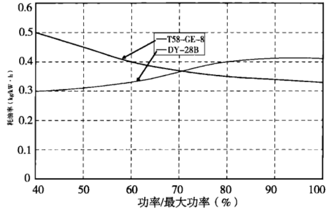


图 14－15　涡轮轴发动机与活塞式发动机耗油特性比较

一般装有涡轮轴发动机的直升机，为了减小公里耗油量以达到最大航程，其巡航速度要比活塞式发动机的直升机的巡航速度大得多，更接近最大速度。

尽管涡轮轴发动机由于单位耗油率较高而使其相对耗油量比较大，但是由于采用涡轮轴发动机后使直升机重量效率显著提高，直升机的单位有效载荷仍然大大提高，由图 14－16 可以看到，航程在 1000km 以下时，涡轮轴发动机更为有利。在一般情况下，直升机的航程都在此范围内。实际上，目前涡轮轴发动机还在不断改进中，它的比重在不断降低，单位耗油率也在不断降低，因此它在直升机上应用的优越性越来越显著。

总之，在直升机上基本的趋势是用涡轮轴发动机取代活塞式发动机，形成这一趋势的最主要原因是采用涡轮轴发动机后可以提高直升机的单位有效载荷（＝有效载荷/飞行重

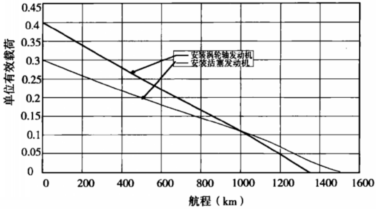


图 14－16　活塞发动机与涡轮轴发动机单位有效载荷与航程的关系

量）。但是，正如前述，小功率涡轮轴发动机的压气机和涡轮效率较低，单位耗油率大，使用经济性不如活塞式发动机。且小功率（如 250kW）活塞式发动机的成本仅为相同功率的涡轮轴发动机的 40%，所以，目前小型直升机还采用活塞式发动机。

14.1.5　转子发动机

转子发动机又称米勒循环发动机，也有的称之为汪克尔转子发动机。它采用三角转子旋转来控制压缩和排放，与传统的活塞往复式发动机的直线运动完全不同。这种发动机由德国人菲加士·汪克尔发明，他在总结前人的研究成果的基础上，解决了一些关键技术问题，研制成功第一台转子发动机，见图 14－17。

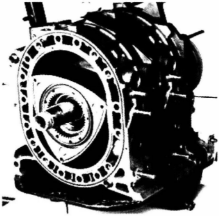


图 14－17　转子发动机

现代的转子发动机由茧形壳体（一个三角形转子被安置在其中）组成。缸体内部空间总是被分成三个工作室，转子转动这些工作室也在运动。依次在摆线型缸体内的不同位置完成进气、压缩、做功（燃烧）和排气四个过程。

转子和壳体壁之间的空间作为内部燃烧室，通过气体膨胀的压力驱动转子旋转。和普通内燃机一样，转子发动机必须在其工作室中相继形成四个工作过程。如果将三角形的转

子放置在圆形壳体的中心部，工作室将不会随着壳体内部转子的旋转而在体积上发生变化。即使空－燃混合气在那里点燃，燃烧气体的膨胀压力也仅作用在转子的中部，不会产生旋转。这就是为什么壳体的内侧圆周被设计成旋轮线外形并和安装在偏心轴上的转子组装在一起的原因。因此，每转一圈，工作室的体积变化两次，从而实现内燃机的四个工作过程。

在汪克尔型转子发动机上，转子的顶点随着发动机壳体内圆周的椭圆形壳体而运动，同时保持与围绕在发动机壳体中心的一个偏心轨道上的输出轴齿轮的接触。三角形转子的轨道是用一个相位齿轮机构来规定的。相位齿轮包括安装在转子内侧的一个内齿圈和安装在偏心轴上的一个外齿轮。如果转子齿轮在其内侧有30个齿，轴齿轮将在其外圆周上有20个齿，由此得到其齿数比为3:2。由于这一齿数比，转子和轴之间的转速比被限定为1:3。和偏心轴相比，转子有较长的转动周期。转子转动一圈，偏心轴转动三圈。当发动机转速为3000r/min时，转子的速度只有1000r/min。

一般发动机是往复运动式发动机，工作时活塞在气缸里做往复直线运动，为了把直线运动转化为旋转运动，必须使用曲柄连杆机构。转子发动机则不同，它直接将可燃气的燃烧膨胀力转化为驱动扭矩。与往复式发动机相比，转子发动机取消了无用的直线运动，因而同样功率的转子发动机尺寸较小，重量较轻，而且振动和噪声较低，具有较大优势。

对于转子发动机，膨胀压力作用在转子的侧面。从而将三角形转子的三个面之一推向偏心轴的中心（图14－18中力 P_G）。这一运动在两个分力的力作用下进行。一个是指向输出轴中心（图14－18中的 P_b）的向心力，另一个是使输出轴转动的切线力（F_t）。

壳体的内部空间（或旋轮线室）总是被分成三个工作室。在转子的运动过程中，这三个工作室的容积不停地变动，在摆线形缸体内相继完成进气、压缩、燃烧和排气四个过程。每个过程都是在摆线形缸体中的不同位置进行，这明显区别于活塞式发动机。活塞式发动机的四个过程都是在一个气缸内进行的。

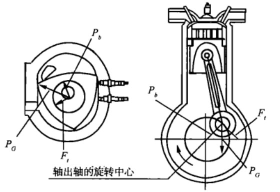


图14－18 转子发动机工作原理

转子发动机的排气量通常用单位工作室容积和转子的数量来表示。例如，对于型号为13B的双转子发动机，排量为“654cc × 2”。单位工作室容积指最大容积和最小容积之间的差值；而压缩比是最大容积和最小容积的比值。活塞式发动机上也使用同样的定义。

图14－19给出转子发动机工作容积的变化，以及与四循环活塞式发动机的比较。尽

管在这两种发动机中，工作室容积都成波浪形稳定变化，但二者之间存在着明显的不同。首先是每个过程的转动角度：活塞式发动机转动 180°，而转子发动机转动 270°，是往复式发动机的 1.5 倍。换句话说，在活塞式发动机中，曲轴（输出轴）在四个工作过程中转两圈（720°）；而在转子发动机中，偏心轴转三圈（1080°），转子转一圈。这样，转子发动机就能获得较长的过程时间，而且形成较小的扭矩波动，从而使运转平稳流畅。此外即使在高速运转中，转子的转速也相当缓慢，从而有更宽松的进气和排气时间，为那些能够获得较高的动力性能的系统的运行提供了便利。

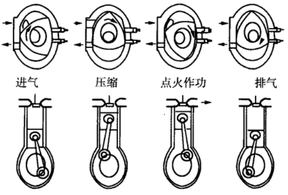


图 14－19　转子发动机与活塞式发动机工作的比较

总结一下转子发动机，有以下特点：

1. 体积小，重量轻

转子发动机有几个优点，其中最重要的一点是减小了体积和减轻了重量。在运行安静性和平稳性两方面，优于活塞式发动机。在保证相同的输出功率水平前提下，转子式发动机的设计重量是活塞式发动机的 2/3，这个优点对于直升机设计师有着无比的吸引力。

2. 精简结构

由于转子发动机将空－燃混合气燃烧产生的膨胀压力直接转化为三角形转子和偏心轴的转动力，所以不需要设置连杆，进气口和排气口依靠转子本身的运动来打开和关闭；不再需要配气机构，包括凸轮轴、摇臂、气门、气门弹簧等，而这在活塞式发动机中是必不可少的一部分。综上所述，转子发动机组成所需要的部件大幅度减少。

3. 均匀的扭矩特性

根据研究结果，转子发动机在整个速度范围内有相当均匀的扭矩曲线，即使是在两转子的设计中，运行中的扭矩波动也与直列六缸活塞式发动机具有相同的水平，三转子的布置则要小于 V 型八缸往复式发动机。

4. 运行更安静，噪声更小

对于活塞式发动机，活塞运动本身就是一个振动源，同时气门机构也会产生令人讨厌的机械噪声。转子发动机平稳的转动运动产生的振动相当小，而且没有气门机构，因此能够更平稳和更安静的运行。

5. 可靠性和耐久性

如前所述，转子的转速是发动机转速的 1/3。因此，在转子发动机以 9000rad/min 的

转速运转时，转子的转速约为该转速的1/3。另外，由于转子发动机没有那些高转速运动部件，如摇臂和连杆，所以在高负荷运动中，更可靠和更耐久。

相对于活塞式发动机的比较，转子发动机耗油量比较大。这主要因为转子发动机燃烧室的形状不太有利于完全燃烧，火焰传播路径较长，使得燃油和机油的消耗增加。而且转子发动机只能用点燃式，不能用压燃式，也就是不能采用柴油。另外，转子发动机的加工制造技术高，成本比较贵，推广困难。

俄罗斯喀山航空生产联合公司研制的“阿克泰”直升机上，装有一台功率为179kW的转子发动机，该发动机结构简单、重量轻，比同功率的活塞发动机轻30%左右，平衡性比较好。但转子发动机扭矩较小，使用范围受到一定限制。

14.2 传动系统

14.2.1 传动系统的组成及主要要求

直升机主要通过旋翼和尾桨旋转产生的空气动力进行飞行，需要通过适当的传动系统将发动机输出轴输出的旋转运动传递到旋翼、尾桨，并实现功率需求的分配与平衡。

1. 传动系统的组成

传动系统由主减速器、传动轴、中间减速器和尾减速器等组成，见图14-20。

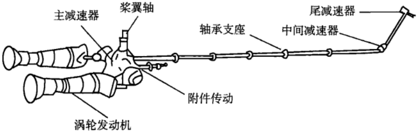


图14-20 直升机的传动系统

（1）主减速器：主减速器简称主减。一般情况下，其输入轴与发动机输出轴相连。也有的小型直升机采用活塞式发动机，因活塞式发动机的输出轴与主减输入轴不在一个水平面内，所以常常借助皮带将两轴连接起来并减速。主减速器把发动机出轴的高转速（每分钟几千转甚至上万转）降低为旋翼的低转速（每分钟几百转甚至一百多转）。有的发动机常带体内减速器，这样出轴转速可相对低一些，如6000r/min。主减速器的特点是传递的功率大和减速比大。在主减速器的输入轴处一般带有自由行程离合器（单向离合器），以保证在发动机停车时旋翼与发动机脱离。此外，在主减速器上还有带动尾传动轴的输出轴和带动附件（如液压泵、风扇、电机等）运转的输出轴；有的直升机直接由发动机输出轴带动尾传动轴。

（2）传动轴：传动轴包括发动机与主减速器之间的主传动轴，和由主减速器向尾桨传递功率的尾传动轴。为了补偿制造和安装误差、机体变形及环境影响（如温度、湿度等的

变化），传动轴往往还带有各种联轴节，细长的传动轴必须通过若干个轴承支撑在尾梁上。

（3）中间减速器和尾减速器：中间减速器简称中减，尾减速器简称尾减。从图 14－20 可以看到，当尾传动轴有转折时还需布置一个中间减速器，它由一对伞齿轮组成，夹角取决于尾传动轴转折的要求，减速比一般为一。在某些轻型直升机上，用一对甚至一个万向接头来代替中间减速器。中间减速器的出轴是尾斜轴，它是尾减速器的输入轴。

尾减速器由一对伞齿轮组成，在水平面内，输入轴与尾桨轴夹角一般为 90°。由于尾桨转速较高，所以尾减速器的减速比不大。

（4）旋翼刹车：旋翼刹车装置一般布置在主减速器带动尾传动轴的输出轴处。在直升机着陆，发动机停车后，旋翼在较低转速时，开始使用旋翼刹车。借助旋翼刹车可以使旋翼和尾桨较快地停止转动。在直升机停车状态下，借助旋翼刹车可以避免由于风或其他因素使旋翼和尾桨旋转，可以避免在低转速下旋翼桨叶被阵风抬起而打在下限动块上。

使用旋翼刹车，一般采用点刹车，以避免刹车过猛旋翼承受过大的惯性载荷。

2. 对传动系统的要求

传动系统的主要受力件往往在振动条件下工作，承受周期的交变载荷，所以，要特别注意其结构的可靠性。由于传动系统是个传递功率的部件，就要求尽量减少功率传递的损失，提高传递效率。初步估算，可按一级传动功率损失 1%。由于传动系统在高转速下运转，所以必须注意静、动平衡，以免振动过大。

14.2.2 传动系统主要部件及其典型构造

1. 主减速器

主减速器的输入轴一般是水平或向上倾斜放置，而输出轴（旋翼轴）则为垂直向上的。装有涡轮发动机的重型直升机，由于旋翼直径大，受桨尖最大速度限制（通常小于 220m/s），旋翼转速比较低，所以其减速比可达 70 以上。装有活塞式发动机的轻型直升机，由于在进入主减速器之前已有一级减速，所以主减速器的减速比小，如 MINI－500，主减速器减速比仅 4.9。传动方向的改变一般是借助伞齿轮，而减速一般借助重量轻、尺寸较紧凑的游星齿轮系。为了减轻重量，齿轮一般是由优质合金钢制成，而减速器机匣则由铝合金或镁合金铸造而成。为了保证齿轮与轴承的润滑及散热，主减速器都带有强迫润滑系统。

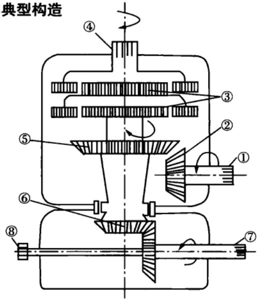


图 14－21　云雀－Ⅲ主减速器

注：①输入轴；②伞齿轮；③二级游星齿轮系；④旋翼轴；⑤大型伞齿轮轴；⑥伞齿轮；⑦尾传动轴；⑧滑油泵的人轴。

图 14－21 给出法国云雀－Ⅲ单旋翼轻型直升机的主减速器。这个减速器传递功率 550 马力。从图 14－22 可见，它由以下几个主要部分组成：①为输入轴，水平放置，由发动

机驱动。②为一对伞齿轮，它将水平驱动转为垂直方向驱动。另外，输入轴的伞齿轮直径小，而输出轴的伞齿轮直径大，它进行了主减的第一级减速。③是二级游星齿轮系，减速主要通过它来实现。游星齿轮系的出轴④则为旋翼轴。在大型伞齿轮轴⑤的下面，该轴带动一对伞齿轮⑥，伞齿轮⑥的出轴则是尾传动轴⑦，带动尾桨旋转，同时伞齿轮⑥的又一出轴则是滑油泵的人轴⑧，带动滑油泵运转，保证主减速器的润滑。

不同型号的直升机，其主减速器的减速原理大同小异，此处不再一一列举。

2. 中间减速器和尾减速器

这两个减速器一般都是由一对伞齿轮组成，如图14-22和图14-23所示。从图14-22可见，中间减速器只改变传递方向。有些轻型直升机用一对甚至一个万向接头来代替中间减速器。从图14-23可见，尾减速器由一对伞齿轮组成，它使传递方向改变90°并减速。

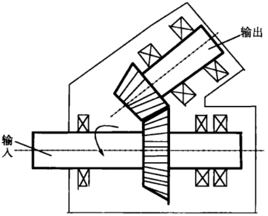


图14-22 BO-105中间减速器

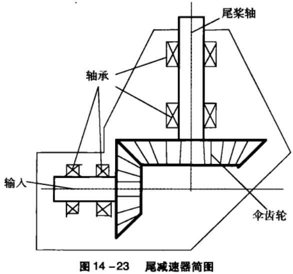


图14-23 尾减速器简图

3. 传动轴及联轴节

传动轴包括主传动轴和尾传动轴。尾传动轴长度长而又支撑在刚度很低的尾梁上和尾斜梁上，在设计时遇到的问题最大。

尾梁在受载时会产生弯曲变形，就要迫使支承在其上的尾传动轴一起弯曲，而且尾传动轴一般不在尾梁的中性层上，尾梁的弯曲就会引起尾传动轴的拉长或缩短。这样，尾梁的变形就会使尾传动轴承受附加的弯矩和轴向力。为了消除这些附加的载荷，在尾传动轴上就必须带有能实现角度补偿和长度补偿的联轴节。此外，考虑到主减速器、中间减速器、尾减速器及各轴承座之间的不同心度及尾梁与传动轴的长度误差，这些补偿也是必要的。在尾传动轴与尾梁材料不同时，温度的变化会在尾传动轴中引起附加轴向力，这也必须由长度补偿来消除。

实现角度补偿的联轴节有两种类型，一种是借助于元件的弹性变形来实现补偿；另一种是由元件的相对运动来实现补偿。利用弹性变形来实现角度补偿的联轴节构造比较简单，一般不需要润滑及密封，但是允许的偏角较小。而利用元件的相对运动来实现角度补偿的联轴节则构造较复杂，精度要求高，必须保证润滑和密封，但允许的偏角也较大。

专门的长度补偿一般都采用由滑动的直齿套齿构成的套齿联轴节。

4. 离合器

直升机的传动系统有两种离合器：自由行程离合器和连接离合器。后者仅在采用活塞式发动机或定轴涡轮发动机时才需要安装，而前者则在任何情况下都是必需的。自由行程离合器实际上是个单向离合器或超越离合器。借助于它发动机可以带动旋翼和尾桨旋转，而反过来旋翼不能带动发动机。这样，当发动机停车时就自行与发动机脱开，旋翼就可自由地进行运转。当直升机安装多台发动机时，借助自由行程离合器，任何一台发动机停车都不会影响其他发动机和旋翼系统的工作。当然，为此在主减速器上每台发动机的输入轴处都必须带有一个单独的自由行程离合器。

第 15 章　直升机动力学

15.1　概　述

直升机与固定翼（飞机）不同，它由旋翼提供升力和前进力，旋翼既是升力面，又是操纵面。旋翼桨叶是个细长体，在前飞时，桨叶不但做旋转运动、水平运动，还做挥舞运动、摆振运动和变距运动，桨叶本身还做弹性振动。由于旋翼在旋转，桨叶还处在一个强大的离心力场中，其离心力之大为该桨叶升力的 20 ~ 30 倍。此外，桨叶各个运动自由度之间存在着多种气动、弹性、结构及几何的耦合，还存在着旋转着的旋翼和尾桨与机体之间的复杂耦合。这些多方面的因素是直升机动力学问题的主要来源，也是解决直升机动力学问题之所在。

任何一种成功的飞行器必须具有良好的动力学特性：足够的动力稳定性裕度，可接受的旋翼及机体振动载荷以及低的振动水平。即使具有良好的气动性能，如不能满足上述要求，直升机也无法投入使用。如不能保证地面稳定性裕度，甚至不能进行地面开车。直升机的工作原理及结构的特殊性，造成了动力学问题在研制中的特殊重要地位。

动力学问题取决于各种结构和几何特性，特别是旋翼。一些看来不重要的设计变化都可能导致动力学特性的显著变化。为了保证满意的动力学特性，就必须在直升机研制的全过程予以控制，包括概念设计、初步设计、详细设计、试制、试验室试验、地面试验、飞行试验以及使用维护等各个环节。

一部直升机发展史在很大程度上可以说是和动力学斗争的历史。由于动力学问题的复杂性以及对问题的本质缺乏深入的了解，因而一些重要的动力学问题预估的准确度往往还是很低。这样，一方面直升机研制依赖于试验和试飞的程度很大，另一方面原型机在研制过程中往往要有很多甚至是重大的设计更改。这也是直升机研制成本高、周期长的主要原因。由原型机首飞到批生产往往需要好几年时间。

1. 在动力学问题中起主要作用的系统

（1）旋翼桨叶。旋翼桨叶是一种处于强大离心力场中的细长弹性悬臂梁，其根部约束条件则取决于旋翼型式和具体的构造，有铰支、带弹性的铰支及固支等不同的情况；

（2）机体。机体是一种典型的飞行器薄壁结构，直升机机体的特点是外形不规则、变化大、带有多个集中质量（发动机、减速器、起落架、乘员及装载等）；

（3）机体/起落架系统。直升机地面开车时机体由起落架支持在地面上。对直升机动力学问题起主要作用的往往是其低阶模态，机体可视为刚体。刚硬的机体连同“弹性”的

起落架一起形成了一个质量－弹簧系统。

（4）旋翼（尾桨）/传动/动力扭转系统。旋翼、尾桨及发动机通过传动系统连接在一起组成了一个机械扭振系统。

2. 主要动力学问题

直升机的主要动力学问题大体有振动载荷、振动及动力稳定性等三方面：

（1）振动载荷。前飞时作用于旋翼桨叶上的周期性气动载荷会引起桨叶的振动响应，而此响应又反馈于外部气动载荷，因此这实质上是一个气弹耦合的响应问题，也是旋翼严重的疲劳问题的根源。各片桨叶的振动载荷合成为旋翼的振动载荷，这又是直升机严重的振动问题的主要根源。

（2）振动。旋翼的振动载荷作用在机体上引起其振动响应。与飞机不同，直升机在前飞时始终要承受持续的周期性的振动，它不仅会影响乘员的工作效率、乘员及旅客的舒适性，还会引起结构的疲劳、降低设备的可靠性，以及增加维护工作量。

（3）动力稳定性。直升机多方面的复杂的耦合关系导致了多种严重的动力学问题。在直升机发展史上，地面开车时旋翼/机体耦合的机械不稳定性问题（即所谓的地面共振）造成了许多严重后果。随着新型式旋翼的出现，在飞行中又出现了称为空中共振的类似问题，它是一种气弹/机械动不稳定性，旋翼的动不稳定性包括：变距/挥舞不稳定性（经典颤振）、变距/摆振不稳定性及挥舞/摆振不稳定性等。

15.2 振动载荷

直升机在以某一速度水平飞行时，无论是前飞，还是后飞、侧飞，即使是定常飞行状态（飞行速度、高度、航向不变）下，由于旋翼（包括尾桨）旋转速度与飞行速度叠加，垂直于桨叶剖面的切向速度（$\Omega r + V\sin\psi$）是随方位角 ψ 而周期变化的，由于在同一方位角的气动环境相同，因而桨叶上的气动载荷必然是旋翼每转一周变化一次，这个交变的气动载荷就是激振力，此力可表达为一个以旋翼转速 Ω 为基频的傅里叶级数。这样，桨叶的气动载荷就包含有旋翼转速整倍数的各次谐波成分：1Ω，2Ω，3Ω，等等。气动载荷的各次谐波随谐波次数的增加而变小。在这些各次谐波气动载荷的作用下，就会引起桨叶相同频率的各个模态的动力响应，而此动力响应又反馈于气动载荷，因而形成了一个气弹耦合的响应问题。

气动载荷及桨叶振动的惯性力在桨叶剖面中产生弯矩及切力，这是旋翼严重疲劳问题的根源。

1. 桨叶载荷与响应

各片桨叶的桨根力及力矩合成起来形成桨毂力和桨毂力矩，桨毂力和桨毂力矩也包含有各次谐波成分，但仅其中一部分能合成起来传递给机身，其余的都相互抵消了。合成的桨毂力和桨毂力矩在固定坐标系中的频率为桨叶通过频率 $N\Omega$ 的整数倍数，也就是说其基频为 $N\Omega$，这个交变载荷就是直升机的主要振源。

桨叶的气动载荷及其响应是直升机空气动力学和动力学中最复杂的问题，预估的准确度低，对其现象本质的认识也不足。如前所述，气动载荷包括有各次谐波成分，气动载荷的各次谐波成分随谐波次数的增加而变小，其中最大的一次和二次谐波成分是严重的旋翼

疲劳问题的主要根源。而高次谐波成分则是多片桨叶的旋翼振动载荷的主要来源，恰恰是高次谐波成分预估的准确度最低。从桨叶气动载荷分析得知，影响桨叶气动载荷的主要因素是：

（1）周期变化的切向速度（$\Omega r+V\sin\psi$）。

（2）周期变化的诱导速度。研究桨叶剖面的气动载荷得知，穿过桨盘的诱导速度并不是均匀分布的，而是沿方位角周期变化的，诱导速度的周期变化是交变气动载荷的一个主要来源，特别是在小速度飞行时，诱导速度大，而且分布极不均匀。

（3）桨－涡干扰。所谓桨－涡干扰，就是指前面一片桨叶的桨尖涡对后继桨叶的作用。这种影响在小速度飞行时尤为突出。对各种直升机的各种旋翼气动载荷的实测值的统计分析表明，其变化特征是相同的，与旋翼尺寸、型式、桨叶片数等无关。

（4）机身对旋翼的气动干扰。穿过桨盘的向下的诱导速度打到机身上，使诱导速度发生改变。在悬停时，诱导速度的分布可近似认为沿径向呈三角形分布，而在旋翼轴附近机身截面最大，诱导速度最小，但机身前部和后部处在不同的下洗流中，使诱导速度分布沿方位不均，同时机身受力也不均，产生交变气动载荷。即使气流对称的悬停情况，尚有交变气动载荷，若是在前飞，来流不对称，机身对旋翼的气动干扰更为严重，特别是在小速度飞行时，诱导速度大而扭曲，此干扰最大。

（5）失速、反流区和激波的影响。如前所述，在大速度前飞时，前行桨叶出现激波、后行桨叶外端出现失速、内端出现反流区，此时就必须考虑失速、反流区和激波对气动载荷的影响，这些影响使振动载荷加大。

综上所述，低速飞行和高速飞行是旋翼振动载荷最严重的两个飞行状态。低速飞行时，大的振动载荷来自诱导速度分布的严重不均。当由前飞转入悬停时，振动载荷最大，可达到定常飞行状态的好几倍。其原因在于，此时旋翼桨盘由前飞的负迎角转正迎角，引起了严重的桨－涡干扰。而高速飞行是由于失速、反流区和激波引起大的振动载荷。对这两个最严重的振动载荷状态，目前还没有满意的分析手段准确的预估。

在交变气动载荷作用下会引起桨叶强迫振动响应。

2. 桨叶内力及桨根力

为了确定旋翼的疲劳强度和振动载荷，必须由桨叶的外载及响应得出桨叶剖面的内力（弯矩、切力、扭矩等）及桨根力。对此可以采用两种不同的方法得到：力积分法和模态叠加法。前者是将该剖面或桨根以外作用在桨叶上的力，包括外力及振动引起的惯性力，对该剖面或桨根的作用积分起来而得出相应的内力。后者则由在特征分析中得出的各模态内力及响应分析中所得的模态位移，将相应的该剖面各模态内力叠加，而得到该剖面内力。在工程实践中大多采用模态叠加法，一个重要原因是便于分析各模态对振动载荷的贡献。

桨叶交变内力主要影响疲劳强度，而从直升机振动的角度考虑，关心的是桨根力，交变的桨根力会引起旋翼的振动载荷，及交变的桨毂力和力矩。从一些直升机桨根力的实测数据来看，随着谐波次数的升高，桨根力的幅值大体上是减小的，而 3Ω 的轴向幅值是最大的，此外，在中等和大的前进比 μ 时，桨根力的幅值也随前进比 μ 的增大而增大，这也以 3Ω 的轴向幅值最明显。此外，桨根力幅值的大小还在相当程度上取决于气动激振力频率与桨叶固有频率的接近程度，即是否出现共振。

3. 桨毂力分析

各片桨叶的桨根力及力矩在桨毂中心合成就形成了桨毂力和桨毂力矩，各片桨叶的变距拉杆力合成起来形成作用于自动倾斜器上的合力，作用于纵、横向操纵系统的力矩——铰链力矩。

合成的桨毂力有以下特点：

(1) 在轴向合成的那些桨毂力和力矩，在合成时保留了常值部分及桨叶片数整倍数的那些谐波分量，其他分量均相互抵消。

(2) 合成的径向力及切向力只保留了叶片数整倍数减一和加一的那些谐波分量，其他分量均相互抵消。

(3) 在 (2) 中所讨论的力及力矩合成，其频率在旋转坐标系（如旋翼）中不变，但对于固定坐标系（如机身）则形成不变的力、力矩及谐波次数仍为桨叶片数整倍数的力、力矩。

旋翼在桨毂中心处对机体的激振力包含六个力素：三个力和三个力矩，均由各个不同频率的成分组成。这些激振力也存在一些普遍规律：旋翼桨叶片数增加时，桨毂激振力往往降低；大速度飞行时桨毂激振力随着速度的增加而增加；无铰式旋翼往往显著地高于铰接式旋翼；若合成桨毂激振力的桨叶谐波次数与桨叶的固有频率相近，往往会使相应的桨毂激振力加大；桨毂激振力的计算准确度很低，即使幅值相近，但相位也差的很大。

4. 尾桨的激振力

尾桨实质上也就是一个小旋翼，因而对其桨叶激振力、桨根力及桨毂力的分析也与旋翼相类似。由于尾桨尺寸和拉力比旋翼小得多，因而这些激振力也就小得多。

但尾桨的工作条件又与旋翼有所不同：尾桨会受到由旋翼引起的机体振动的影响——基础激振，而且主要的机体振型在尾桨处的振幅都比较大；在前飞时，尾桨往往在旋翼的洗流中，会受到周期变化的下洗流的激振。这两个因素都会导致尾桨桨叶上的所谓非谐波激振力的出现。此外，尾梁的刚度一般都比较小，因而尾桨的支持刚度要比旋翼的支持刚度低得多，垂向又比纵向低得多，这样尾桨与其支持系统耦合也会引起附加的激振力。

15.3 直升机的振动和减振技术

直升机在飞行中始终承受着持续的周期性的振动载荷，主要是旋翼的振动载荷。这些振动载荷作用在机体上引起了机体的振动响应，从而形成了直升机严重的振动问题。而对于定翼机（飞机）来说，由于不存在旋翼的振动载荷，振动就比直升机小得多，不会成为严重的问题。

高的振动水平会引起多方面严重的后果，而绝不仅仅是影响乘员的舒适程度。高的振动水平会降低乘员执行任务时的工作效率或增加他们的负荷。除此之外，结构振动所引起的交变应力会导致疲劳裂纹的出现，降低疲劳寿命。振动也会直接影响某些部件和机载设备的功能，如降低武器系统的准确度。仪表板的振动会引起视觉灵敏度的降低。振动还会降低直升机及其系统、设备的可靠性，增加使用维护的工作量。

一部直升机发展史也就是与振动斗争的历史。直升机投入批生产及使用的几十年中振动水平有了很大的下降（图 15－1），但是现代直升机的振动水平（0.1g 左右）与喷气式

客机（0.02g左右）相比，还是高得多，能够像喷气式客机那样平稳仍是直升机界的一个奋斗目标。

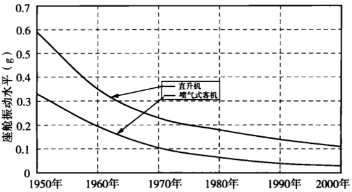


图15-1 直升机振动水平的变化趋势

很长一段时间直升机都是按性能要求设计的。在设计中振动问题只是根据过去的经验做一些考虑，振动设计并没有成为结构设计的一部分，也很少进行振动方面的分析计算和试验。这样，严重的振动问题往往要到地面试车和首飞时才暴露出来。以后只能通过修修补补的设计更改来设法解决，这往往是一个要花费大量人力物力的漫长过程，延长了研制周期，增加了研制成本。

对于直升机振动大的问题，使用方和研制方都给予了高度重视。使用方对振动水平提出了明确要求。研制方则认识到，必须使振动设计成为结构设计的一个重要组成部分，从设计一开始就要考虑振动问题。

解决振动问题要求有可靠的分析模型和方法，在设计阶段就能较准确地预估直升机的振动水平，检查是否满足设计要求。另一方面又要求有效的设计措施，使振动水平降低甚至超过设计要求。

1. 直升机的振源

旋翼桨叶周期性的气动载荷和桨叶振动所引气的基频为 $N\Omega$ 的旋翼振动载荷是直升机的主要振源。除此以外，直升机还存在别的振源，如旋翼质量及气动力不平衡引起的激振力、旋翼尾流作用所引起的激振力、发动机的激振力、各旋转部件质量不平衡所引起的激振力等，在某些情况下也会引起严重的问题。

旋翼质量及气动不平衡会引起作用于桨毂中心处的纵向和横向的激振力及力矩，其频率为旋翼转速 Ω。不平衡的力及力矩形成一个垂直于旋翼轴与旋翼一起以角速度 Ω 回转的矢量。

由于制造上的误差，使得各片桨叶对旋转中心的质量静矩不相等或相邻两片桨叶之间的夹角不相等，使得各片桨叶之间的离心力不能相互抵消，形成了纵向和横向的激振力。质量不平衡主要通过零组件的尺寸和质量准确度的控制来解决。此外还可用桨尖可调配重等设计补偿措施来进行调整。

旋翼桨叶的气动不平衡来自各片桨叶的安装角或扭转变形的不相等。这会引起各片桨叶的升力不相等，从而使得挥舞铰处的桨根轴向力各不相等（铰接式旋翼）或桨根挥舞力

矩不相等（无铰式），其后果都是形成一个与旋翼一起旋转的桨毂力矩。气动不平衡会使得各片桨叶的桨尖轨迹不在同一高度上——锥度角不相等，通常将这种现象称之为旋翼的不同锥度。

减小气动不平衡，需要进行一系列的检查和调整：调整桨叶的安装角、后缘调整片的角度、弦向重心的位置等。通过检查与调整达到旋翼的同锥度从而实现气动平衡的过程称之为调锥度。

气动与质量不平衡引起的激振力取决于旋翼的制造及使用维护，不同的情况也会较大。一般情况下，这种激振力为旋翼主要激振力的10%左右。

尾桨的气动与质量不平衡会引起尾桨转速Ω_{tr}的激振力。

旋翼尾流作用所引起的激振力有时也会产生严重的后果。旋翼尾流中任一点处的诱导速度还是个时间变量，其频率也是$N\Omega$。这样，旋翼尾流就会对位于其中的部件作用此频率的激振力，如机身顶棚和平尾。机身顶棚离旋翼较近，刚度不足时就会引起顶棚较大的振动。更要注意的是尾流对平尾的作用，特别是采用高平尾布局的情况。

涡轮发动机由于转子（压气机及自由涡轮）的质量不平衡会产生频率等于转速的激振力。活塞式发动机则存在着由于点火爆发引起的激振力，其频率为发动机曲轴转速的1/2倍，$1\frac{1}{2}$倍，……。

所有其他的旋转部件（如传动轴、齿轮等）都存在着由于质量不平衡而产生的激振力，激振力频率等于其转速。除此之外，减速器齿轮啮合所引起的激振力，其频率等于齿的啮合频率。机炮等机载武器发射时也会给机体以激振力。

2. 直升机的振动特性及标准

由于激振力是随着飞行状态而变化，因而振动水平也是随着飞行状态而变化的。一般是在小速度和大速度时较大，而在进场拉平时会出现很大的振动。

对直升机的研制需制定一个振动标准。这个标准应既能满足使用要求，又是在目前技术水平下经过努力能够实现的。

对于直升机来说，首先关注并用以衡量振动水平高低的是乘员承受的振动水平，也就是座椅处的振动水平。重要的是振动对乘员的工作效率和完成任务的能力的影响。长期以来，都是以单一的振动加速度即振动过载作为标准。也就是说，任何方向、任何频率成分的振动过载都不能超过一定的数值。这样一种简单化处理实际上是不合理的。有时就会出现各个方向、各个频率成分均未超过标准而验收飞行员反映不好，或某个方向、某个频率成分不符合要求而飞行员反映良好这样一种不合理的情况。

在总结长期实践经验的基础上，美国陆军提出一个以干扰指数这样综合指标来限制振动水平。干扰指数是指振动对人员完成预定任务的能力的干扰程度。在标准中规定了干扰指数允许的最大值，同时也规定了旋翼每转一次各个方向振动水平允许的最大值。干扰指数中突出了垂直方向振动的作用。对于操纵机构和仪表板的振动水平，标准中也规定了必须满足的要求。

发动机一般都规定有振动环境要求，直升机研制时必须尽量满足要求。机载设备也是如此。

3. 直升机的吸振及隔振装置

如前所述，旋翼的激振力计算准确度很低，即使在中等速度定常飞行时尽管幅值出入不大，但相位也相差很大。尽管如此，对旋翼物理本质及主要影响因素的了解，仍然有助于在旋翼设计时控制其激振力，及在直升机振动水平过高时从旋翼方面找原因和提出排除措施。

机体动力学特性指机体模态特性及激振力与机体某部位振动响应间的传递函数关系。前者包括各模态的固有频率、振型和模态阻尼，后者包括幅值和相位。只有准确确定模态特性才能准确确定传递函数关系，而只有准确确定传递函数关系才能准确确定在一定激振力作用下的振动响应。分析机体动力学特性的目的，一方面是为了准确地预估直升机的振动水平，另一方面也是为了在机体结构设计时，能够合理地调整结构参数以得到满意的结构动力学特性，从而降低直升机的振动水平。

通过旋翼及机体的空气动力学设计来解决振动问题付出的代价最小，是最理想的，但是在大多数情况下仅采取这方面的措施还不能满足振动要求，因为这方面技术还不成熟。因此，附加的吸振及隔振装置在直升机上广泛应用。通常，吸振装置（动力吸振器）有安装在桨叶根部的摆式吸振器，在桨毂上的双线摆式吸振器，在各片桨叶之间的叶间减摆器，在机身上的常规动力吸振器等。这些装置会使结构复杂化，增加重量、成本和维护工作量，这是付出的代价。

动力吸振器在直升机上应用较广泛，它实际上是一个单自由度的质量-弹簧系统。旋翼动力吸振器的作用是吸收（抵消）旋翼的激振力。

另一种应用较多的动力吸振器是安装在桨毂上的双线摆式吸振器。

除了安装在旋翼上以吸收（抵消）旋翼激振力之外，动力吸振器常常安装在机体上（大多在驾驶员地板处）以直接降低该部位的振动水平。除了附加的配重外也可以用某个设备（如蓄电池）作为质量块。质量块由金属板或其他弹性元件与机体结构相连接，形成了一个质量-弹簧系统。

隔振系统在直升机上应用也很广泛，它一般都设置在主减速器与机体的连接处，把旋翼激振力与机体隔离开来从而减小机体的振动。

4. 直升机研制中的振动控制

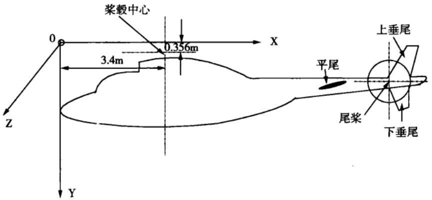
要保证研制的直升机具有较低的振动水平，就必须对振动进行主动的全过程全方位的控制，而不是到发现问题才被动地设法解决。也就是说，在一开始就要有一个全面的考虑，根据振动要求制定控制大纲，并贯彻到研制的整个过程中。

在直升机方案设计中，许多方面都会直接影响到直升机的振动，如旋翼桨叶的片数、旋翼与机身之间的距离、尾面的位置，以至是否设置吸振、隔振或主动控制减振系统等。对这些因素要予以全面的考虑，预先估计到所采取的处理对振动会带来什么影响，并有相应的措施。

结构动力学设计中如何控制和降低直升机振动水平，关键的一点是尽早建立相应的分析模型，并在研制过程中不断地更新、修改和发展，用以指导和修改结构设计。由于动力学分析计算中尚有许多不确定的因素，准确度不高，因而动力学试验以及根据试验的结果更新分析模型更具有重要意义。

附　录

附录1　算例直升机原始参数



附图1－1　算例直升机机体坐标

附表1－1　直升机总体参数

说　明		单　位	数　值
直升机总重		kg	2000
惯性矩	I_x	kg·m²	1118
	I_y	kg·m²	5504
	I_z	kg·m²	4727
惯性积	I_{xy}	kg·m²	472
	I_{yz}	kg·m²	0
	I_{zx}	kg·m²	0
直升机重心位置	X_{cg}	m	3.3
	Y_{cg}	m	1.89
	Z_{cg}	m	0
直升机前重心	X_{cg}	m	3.18
直升机后重心	X_{cg}	m	3.45

附表1-2 旋翼参数

说 明		单 位	数 值
旋翼半径		m	5.345
旋翼转速		rad/s	40.42
旋翼轴前倾角		deg	2
桨叶弦长		m	0.356
桨叶片数			3
水平铰外伸量		m	0.205
挥舞弹性系数		N-m/rad	6708
桨叶扭转角		rad	-0.2094
桨叶翼型升力线斜率		rad^{-1}	5.4
桨叶翼型零升力角		deg	-0.75
旋翼实度			0.06253
桨叶绕水平铰质量矩		kg·m	88.68
桨叶绕水平铰惯性矩		$kg \cdot m^2$	306
桨毂中心坐标	X_R	m	3.4
	Y_R	m	0.356
	Z_R	m	0

附表1-3 尾桨参数

说 明		单 位	数 值
尾桨半径		m	0.93
尾桨转速		r/s	213.9
尾桨桨叶弦长		m	0.205
尾桨桨叶片数			2
尾桨桨叶扭转角		deg	0
尾桨桨叶翼型升力线斜率		rad^{-1}	5.4
尾桨桨叶翼型零升力角		deg	0
尾桨实度			0.1403
尾桨毂中心坐标	X_{tr}	m	9.66
	Y_{tr}	m	1.59
	Z_{tr}	m	-0.52

附表1-4 平尾参数

说明		单位	数值
平尾面积		m^2	1.265
平尾展弦比			5.06
平尾安转角		deg	0
平尾动压损失系数			0.8
平尾翼型升力线斜率		rad^{-1}	3.2
平尾翼型零升力角（反装）		deg	5.8
平尾气动中心坐标	X_H	m	8.228
	Y_H	m	1.876
	Z_H	m	0

附表1-5 上垂尾参数

说明		单位	数值
上垂尾面积		m^2	0.695
上垂尾展弦比			2.72
上垂尾安转角		Deg（前缘偏左）	2
上垂尾翼型升力线斜率		rad^{-1}	2
上垂尾翼型零升力角		deg	3.8
上垂尾气动中心坐标	$X_{V.H}$	m	10.255
	$Y_{V.H}$	m	1.148
	$Z_{V.H}$	m	0

附表1-6 下垂尾参数

说明		单位	数值
下垂尾面积		m^2	0.326
下垂尾展弦比			1.135
下垂尾安转角		deg	0
下垂尾翼型升力线斜率		rad^{-1}	2
下垂尾翼型零升力角		deg	0
下垂尾气动中心坐标	$X_{V.L}$	m	9.993
	$Y_{V.L}$	m	2.116
	$Z_{V.L}$	m	0

附表1-7 机身参数

说明		单位	数值
机身特征长度		m	11.24
机身特征面积		m^2	2.7625
机身模型气动中心坐标	X_F	m	3.31
	Y_F	m	1.84
	Z_F	m	0

附录 2　直升机性能数据

附表 2－1　直升机性能数据

序号	型号	绰号	起飞重量（kg）	桨叶片数/直径（m）	发动机台数/功率（kW）	有效载荷（kg）	航程（km）	有地效静升限（m）	无地效静升限（m）	动升限（m）	最大速度（km/h）	机组/乘员	备注
意大利阿古斯塔直升机公司													
1	A109	力量	2850	4/11	2/499	1280	965	3597		5975	311	1/7	
2	A119	考拉	2720	4/11	1/747	1290	1023	3353	2682	2682	281	1/7	
3	A129		5100	4/11.89	2/996	2500	561	3140/4145	1890/3792	4725	294	2	武装直升机
贝尔/阿古斯塔													
4	AB139		6000	2/13.8	2/1380	2500	750		3658	5962	309	2/15	
5	BA609		7260	/7.9	2/1380	2500	1389		1524	7620	275	2/9	倾转旋翼
欧洲直升机工业公司（英、意）													
6	EH101		14600	5/18.6	3/1600	4536	1390	2072	1097	4572	309	3/30	
NH 工业集团（法、意、德、荷兰）													
7	NH90		10000	4/16.3	2/1850	4500	1200	3500	2900	6000	291	2/20	
欧洲直升机公司（法、德）													
8	AS350BA	松鼠	2250	3/10.69	1/546	1076	662	4050	3315	5069	287	2/6	
9	AS350B2	松鼠	2250	3/10.69	1/632	1079	666	3000	2304	4800	287	2/6	
10	AS350N		2600	3/10	2/408	1164	713	2000	750	3800	278	2/6	
11	BO105LSA－3		2600	3/9.84	2/373	1200	515	2377	1981	4663	241	1/5	

续表

序号	型号	绰号	起飞重量（kg）	桨叶片数/直径（m）	发动机台数/功率（kW）	有效载荷（kg）	航程（km）	有地效静升限（m）	无地效静升限（m）	动升限（m）	最大速度（km/h）	机组/乘员	备注
12	BO105/CBS－5/BC		2500	3/10	2/313	1200	564	2377	1645	4663	250	1/5	
13	BO. CBS－5	超5	2500	3/9. 84	2/313	1103	564	2377	1628	5182	250	1/4	
14	BC135T1		2835	3/10. 2	2/500	1265	620	4038	2194	5227	278	2/7	
15	BC135P1		2835	3/10. 2	2/463	1265	620	4145	2194	5227	278	2/7	
16	EC120B	蜂鸟	1715	3/10	2/376	755	730	2880	2286	5227	278	1/4	
17	AS365N2	海豚	4250	4/11. 94	2/596	1979	880	2000	1200	3700	287	2/11	
18	AS365N3	海豚	4300	4/11. 94	2/596	1998	814	2624	1152	4672	287	2/11	
19	EC155B		4800	4/12. 6	2/626	2217	830	1893	866	5107	324	2/12	
20	AS332L2	超美洲豹	9300	5/16. 2	2/1357	4595	827	3150	1960	5182	315	2/24	
21	AS332C1		8600	5/15. 6	2/1357	4100	609	3250	2300	4100	278	2/20	
22	AS532AC/AL	美洲狮 MK1	8999	6/15. 61	2/		599	2803			320	2/31	
23	AS532A2	美洲狮 MK2	11199	6/16. 18	2/		791	2007			341	2/31	
24	AS550C2	非洲小狐	2250	3/10. 7	1/						330	1/5	
25	AS550AN2	非洲小狐	2600	3/11. 95	1/		696	1999			320	1/5	
26	BC225		10400	5/16. 2	2/1566	5700	1448				296	2/24	
27	BK117BK－2		3350	3/11	2/409	1606	550	2500	1280	4572	278	2/6	
28	BK117C－1		3350	3/11	2/550	1500	540	2530	1478	5090	259	2/6	
29	UH12－E		1410	2/10. 8	1/230	610	375	3170	2073	4572	157	1/3	
30	BK117C－2/EC145		3500	3/11	2/574		700	1646	1280	4572	268	2/8	

续表

序号	型号	绰号	起飞重量（kg）	桨叶片数/直径（m）	发动机台数/功率（kW）	有效载荷（kg）	航程（km）	有地效静升限（m）	无地效静升限（m）	动升限（m）	最大速度（km/h）	机组/乘员	备注
31	UH12 - E		1410	2/10.8	1/230	610	375	3170	2073	4572	157	1/3	
32	UH12 - E3T		1406	2/11	2/312	632	318	2621	1707	4145	154	1/3	
33	H - 1100A		1293	2/10.79			632	3000			235	1/4	
34	HAP	虎	5300 ~ 6099	5/13.01	2/958	2700	800		3500		298	1	武装直升机
英国韦斯特兰直升机公司													
35	韦斯特兰 30		5806	4/13.31	21285	2017	472	792	884		222	2/14	
36	Lynx	山猫	5125	4/12.8	2/1670		685	2499	800		289		与法国宇航合作
俄罗斯卡莫夫设计局（除卡 60，卡氏系列均是共轴式直升机）													
37	卡 - 25	激素	7137	3/15.74	2/662	2000	400	1189		3350	224	2/12	
38	卡 - 26	恶棍	3248	3/13	2/242.5	1300	455	1300	800	3000	170	1/7	
39	卡 - 27PS	蜗牛	10991	3/15.90	2/1640	4000	620	4298			270	3/16	
40	卡 - 27/28	蜗牛	12000	3/15.90	2/1640	4000	800	4298		5000	270		反潜
41	卡 - 29	蜗牛 - B	11500	3/15.90	2/1640	4000	460		3000	4300	296	2/16	
42	卡 - 31		12500	3/15.90	2/1633	4000	600			3500	250	2/16	
43	卡 - 32A	蜗牛 - C	11000	3/15.90	2/1633	4400	800		3500	5000	250	4/18	
44	卡 - 50	黑鲨	9800	3/14.45	2/1633	2000	450		4000	5500	3500	1	武装直升机
45	卡 - 52	短吻鳄	10387	3/14.43	2/1840		450		3600		350	2	武装直升机
46	卡 - 62		6500	3/13.5	2/970	2000	700	2900	2100	5147	300	2/14	

续表

序号	型号	绰号	起飞重量（kg）	桨叶片数/直径（m）	发动机台数/功率（kW）	有效载荷（kg）	航程（km）	有地效静升限（m）	无地效静升限（m）	动升限（m）	最大速度（km/h）	机组/乘员	备注
47	卡－60	燕子	6500	4/13.5	2/970	2000	655	2900	2500	5500	300	2/16	单旋翼
48	卡－115	莫斯科女人	1848	3/10.88	1/410	700	692	3094	2350	5200	256	1/6	
49	卡－126		3248	3/12.98	1/522	1000	628	969		3850	185	1/6	
50	卡－226		3100	3/13	2/335	1300	600	3150	2740	5700	205	2/6	
俄罗斯米里设计局													
51	米－4	猎狗	7200	4/21.28	1/1250	1740	520			6000	210	2/14	
52	米－6	吊钩	40500	6/35	2/4101	12000	620			4500	300	5/65	
53	米－8	河马	11975	5/21.28	2/1250	4000	520	1000		4500	265	2/28	
54	米－10	哈克	38000	5/35	2/4010	14000	330	3000		3000	294		起重直升机
55	米－14	烟雾	14000	5/21.3	2/1434	5100	1135			3500	230		水陆两用
56	米－17/171		13000	5/21.3	2/1471	5000	648	3028	1759	4800	232	3/26	
57	米－24	母鹿	11200	5/17.3	2/1434	1500			1500	5700	320	2	武装直升机
58	米－26	光环	56000	8/32	2/8500	20000	500	1000	1500	4600	256	4/95	
59	米－28	浩劫	10700	5/17.19	2/1636	2200	435	3658		5800	300	2	武装直升机
60	米－34	隐士	1450	3/10	1/239	500	550	2700	1500	4000	210	2/3	
61	米－38		15600	6/21.1	2/2610	6000	800		2500	6500	275	2/30	与 EC 等合作
俄罗斯喀山航空公司													
62	安萨特	乙醚	3000	4/11.5	2/477	1000	540		2700	6000	285	2/8	

续表

序号	型号	绰号	起飞重量（kg）	桨叶片数/直径（m）	发动机台数/功率（kW）	有效载荷（kg）	航程（km）	有地效静升限（m）	无地效静升限（m）	动升限（m）	最大速度（km/h）	机组/乘员	备注
63	阿克泰	白驹	1150	3/10	1/179	300	610		1500	4570	210	1/2	
美国西科斯基飞机公司													
64	S－58	H－34	5900	4/17.07	1/1525	2100	481	3170	1443	6400	222	2/	
65	S－61	SH－34G	10000	5/18.9	2/1119	4600	747	2652	1158	3810	250	2/30	水陆两用，反潜
66	S－64	CH－54	19050	5/21.95	2/3356	10000	370	3230	2100	2475	203	3	起重直升机
67	S－65/CH53A	海上种马	19051	6/22.01	2/2297	9000	419	3500	2195	5090	315	3/37	
68	CH－53E	超种马	33340	7/24.08	2/9658	16330	1143	3267	2895	5640	315		
69	S－70/UH－60	黑鹰	9979	5/16.36	2/1342	4000	592	3170	1700	5790	359	2/	
70	S－76		5307	4/13.41	2/522	2300	518	2440	1143	4575	287	2/12	
71	S－92	直升客车	11430	6/17.71	2/1529	4400	907	3536	2225		305	2/19	国际合作
美国贝尔直升机公司													
72	贝尔204/UH－1	休伊	3856	2/13.41	1/820	1205	530	4175	3230	4815	290	2/6	
73	贝尔206	喷气突击队员	1451	2/10.16	1/313	635	674	3900	2680	4115	225	2/3	
74	贝尔206L4	远程突击队员	2018	2/11.28	1/485	987	595	3050	1980	6100	246	1/7	
75	贝尔209	休伊眼镜蛇	4535	2/13.41	1/1342	1531	507	3720		3720	315		武装直升机
76	贝尔212		5080	2/14.65	2/1342	2267	424	2620	1447	3960	185	2/14	
77	贝尔214		6260	2/15.24	1/2185	2962	322	4785	2591	4880	259	2/14	
78	贝尔222		3742	2/12.8	2/483	1519	532	2165	1950	4815	289	1/9	

续表

序号	型号	绰号	起飞重量（kg）	桨叶片数/直径（m）	发动机台数/功率（kW）	有效载荷（kg）	航程（km）	有地效静升限（m）	无地效静升限（m）	动升限（m）	最大速度（km/h）	机组/乘员	备注
79	贝尔 406	OH－58	2495	2/10.67	1/485	1000	496	3050	2105	4575	241	2	侦察/攻击
80	贝尔 407		2268	2/10.67	1/606	1081	661	3720	3170		259	2/7	
81	贝尔 409	YAH－63	6805	2/15.54	2/1145				1980		325	2	攻击
82	贝尔 412		5397	4/14.02	2/1342	2318	744	3110	1585		259	1/14	
83	贝尔 427		2721	4/11.28	2/529	988	730	4938	4237	5547	256	1/7	
84	贝尔 430		4218	4/12.8	2/521	1795	654	3565	1890	5590	277	2/8	
85	MD500E		1360	5/8.05	1/313	690	431	2590	1829	4575	282	1/2	
美国麦道直升机公司													
86	MD520N		1519	3/8.35	1/313	800	402	2753	1537	4320	282	1/5	无尾桨
87	MD530F		1405	5/8.05	1/336	685	430	3660	2970	4875	241	1/5	无尾桨
88	MD600N		1860	6/8.4	1/603	900	707	3505	2070	6100	282	1/6	无尾桨
89	MD902	探索者	2835	5/10.3	2/479	1300	542	3965	3415	5639	296	2/6	无尾桨
美国波音公司（CH 系列均是纵列式直升机）													
90	CH－46D/V－107	海上骑士	9706	3/15.24	2/1394	4079	366	2765	1707	4265	270	3/25	
91	CH－47D/波音 114	支奴干	24494	3/18.29	2/2796	12284	2333		2985	3385	285	2/35	
美国休斯直升机公司													
92	AH64D/休斯 77	长弓阿帕奇	10107	4/14.63	2/1566	2841	467	4359	3505	6400	365	2	武装直升机

续表

序号	型号	绰号	起飞重量(kg)	桨叶片数/直径(m)	发动机台数/功率(kW)	有效载荷(kg)	航程(km)	有地效静升限(m)	无地效静升限(m)	动升限(m)	最大速度(km/h)	机组/乘员	备注
贝尔/波音													
93	V22	鱼鹰	25855	4/11.61	2/4586	10800	953	5436	4331	7925	565	3/24	二个倾转旋翼复合式
波音/西科斯基													
94	RAH-66	科曼奇	4807	4/11.89			2029				324	2	武装直升机
美国施韦策飞机公司													
95	S300C		930	3/8.18	1/141	431	354	1800	854	3110	185	1/2	
96	S300CB		794	3/8018	1/134	300	386	2133	1463	3048	174	1/2	
97	S333		1157	3/8.31	1/171	608	590	2500	1158		228	1/3	
美国罗宾逊直升机公司													
98	R22		623	2/7.67	1/119	239	321	2865	1585	4267	189	1/1	
99	R44		1090	2/10.6	1/194	430	650	1950	610	4267	222	1/3	
美国国际超级运动员公司													
100	331		294	2/6.4	1/48.5	144	241	3290	2135	3660	167	1	
101	496		512	2/7.01	1/85.5	267	240	3290	2135		167	2	
南非丹尼尔航空公司													
102	CSH-2	鲁易瓦克	8732	4/15.51			1259	5852			309		

续表

序号	型号	绰号	起飞重量（kg）	桨叶片数/直径（m）	发动机台数/功率（kW）	有效载荷（kg）	航程（km）	有地效静升限（m）	无地效静升限（m）	动升限（m）	最大速度（km/h）	机组/乘员	备注
印度斯坦航空公司													
103	ALH.		5500	4/13.2	2/969	3000	800	>3000		6000	330	2/14	
日本三菱重工业公司													
104	MH2000		4500	4/12.2	2/653	1920	780	2682	1768	4572	278	2/9	

附录3 直升机用发动机性能数据

A 涡轮轴发动机

国别	型号	功率 (kW)	单位耗油率 (kg/kW·h)	重量 (kg)	功率/重量比 (kW/10N)	空气流量 (kg/s)	装备的直升机型号
美国通用电气公司	T58-GE-3	988	0.371	140	7.20	5.62	UH/TH-1F
	T58-GE-16	1394	0.322	201	7.07	6.30	CH-46E
	T58-GE-10	1044	0.365	159	6.70	6.21	S-61，H-3，SH-3D
	T58-GE-8E/-8F	1007	0.365	138	7.44	5.62	CH-46A，SH-2F
	CT58-110	782		143		5.67	KV-107Ⅱ，S-62
	CT58-140	1044		154	6.92		KV-107Ⅱ A，S-62L，S-62N
	T64-GE-100	3228	0.286	327	10.1	13.3	TH-53A
	T64-GE-413	2926	0.286	327	9.13	13.3	RH-53D，CH-53D
	T64-GE-415	3266	0.286	327	10.2	13.3	RH-53D
	T64-GE-416/416A	3266	0.286	327	10.2	13.3	CH-53E，MH-53E
	T700-GE-700	987	0.286	198.2	6.22	4.53	UH-60系列
	T700-GE-401	1072		198.6	6.47	4.53	SH-60E/F，AH-1W，EH101
	T700-GE-701C/401C	1239	0.279	214	6.78	4.53	AH-64系列，UH-60，SH-60系列
英国罗·罗公司	艾利逊250-C20	298	0.383	71.7		1.5	OH-6C
	艾利逊250-C20B	313	0.396	71.7	4.5	1.6	A109，贝尔206L，BO105，OH-58C
	艾利逊250-C30	522	0.36	109.3	4.9	2.5	休斯530
	艾利逊250-28	373	0.389	99.3	3.7	2.0	贝尔206L-1
	艾利逊T406	4391	0.255	440	10.62	16.1	V-22
	T701-AD-100	5447	0.282	534	11.49	20.1	XCH-62
加拿大普·惠公司	PT6B-36	732	0.361	169	4.32	3.08	S-76B
	PT6T-3	1342	0.362	298	4.67	3.04	AB212
	PT6T-3B	1342	0.365	298	4.67	3.13	贝尔212，412，AB412
	PT6T-6	1398	0.361	298	4.78	3.08	AB212，AB412
	PW206A	477	0.331	108	4.43		MDX
	PW206B	463	0.335	107	4.33		EC135
	PT6T-3（军用型）	1398	0.361	338	4.78	3.04	AH-1J，UH-1N，AH-1N
	PT6T-6（军用型）	1342	0.361	324	4.67	3.18	AH-1J，AH-1T

续表

国别	型号	功率 kW	单位耗油率 (kg/kW·h)	重量 (kg)	功率/重量比 (kW/10N)	空气流量 (kg/s)	装备的直升机型号
法国透博梅卡公司	阿赫耶 1	478		112~125		2.5	AS365N 系列
	阿赫耶 1A	478		112~125		2.5	AS350B
	阿赫耶 B	478		112~125		2.5	AS365N
	阿赫耶 1D	510		112~125		2.5	AS550
	阿赫耶 1K	510		112~125		2.5	A109K
	阿赫耶 1E	510		122~125		2.5	BK117
	阿赫耶 S	523		124~130		2.5	S-76A/C
	阿赫耶 TM319-1	340	0.34	87	3.83	1.81~2.04	AS355N
	阿都斯特	410	0.436	130	3.2	4.3	SA315, SA319
	阿都斯特 3B	404	0.469	154		2.8	"云雀" 3
	马基拉 1A	1130	0.306	243	5.20	5.44	NAS332/532, AS332
	马基拉 1A1	1185	0.297	241	5.73	5.44	米-8, AS332MK2
	马基拉 1A2			241	5.82	5.44	AS332MK2, AS332/532
	TM333-2B	747	0.319	156	4.88	3	印度轻型直升机
俄罗斯	TB2-117A	1118	0.369	332	3.43	8.1	米-8, -24
	TB3-117MT	1434	0.347	285	8.76	8.5	米-8T, -14, -17, -24
	TB-O-100	537		160	3.42		卡-16
德国	MTU6022	276	0.457	90	3.06		BO-105
日本	KT5311A	809	0.424	225	3.74		富士-贝尔 HU-1B, 贝尔-204B
	CT63-M-5A	233	0.43	64	3.66		川崎-休斯 500
英国	"宝石" 2		0.322	150	4.6	3.1	"山猫"
	"宝石" 41		0.295	156	5.5	3.6	"山猫", W30
	"宝石" 60		0.371	155	5.9	4.2	"山猫", W30
国际合作	RTM322-01	1566		240	6.65		EH101, NH90, S-70C, UH-60A, A129, 卡-62R
	MTR390	958	0.274	169	5.78	3.2	PAH-2/HAP/NAC "虎"
	T800-LHT-800	924	0.276	143	7.1	3.17	RAH-66
	T800-801	1165	0.282	150		4.43	RAH-66

续表

国别	型号	功率 kW	单位耗油率 (kg/kW·h)	重量 (kg)	功率/重量比 (kW/10N)	空气流量 (kg/s)	装备的直升机型号
美国霍尼韦尔公司	LTS101 - 600A - 3	459	0.354	120	3.9	2.27	AS350D，MKⅢ
	LTS101 - 650B - 1	410	0.351	124	3.37	2.27	BK117
	LTS101 - 650C - 2/C - 3/C - 3A	447	0.348	110	4.14	2.27	贝尔双发
	LTS101 - 750B - 2	461	0.347	123	3.82	2.27	AS366G，HH65A
	LTS101 - 750C - 1	510	0.351	111	4.69	2.27	贝尔222B，220T
	T55 - L - 712	2796	0.316	345	8.11	12.24	CH - 47
	CT7 - 2	1212		212			贝尔214ST
	CT7 - 6	1514	0.286	220	6.91	4.53	欧洲直升机

B　活塞式发动机

国别	型号	功率 (kW)	单位耗油率 (kg/kW·h)	重量 (kg)	重量/功率比	装备的直升机型号
美国	莱康明 VO - 435 - A1F	191	0.34	181	0.95	贝尔 - 47G - 2A
	莱康明 VO - 435 - D1A	198	0.309	210	1.05	贝尔 - 47G - 3B
	莱康明 VO - 540 - C1A	224	0.388	199	0.88	UH - 12E
	IO - 360 - A	154	0.272	133	0.86	CR. LTH - 1
	HIO - 360 - CLA	168				施韦策300C
英国	利奥尼德斯·梅杰755/1	566	0.306	483	0.83	
	利奥尼德斯·梅杰524/1	397	0.306	340	0.86	赤颈
前苏联	ACH - 82	1250	0.388	1070	0.84	米 - 4，雅克 - 24
	AI - 14VF	206	0.286	242	1.17	卡 - 15，卡 - 18
	AI - 26	423	0.306	450	1.06	米 - 1
	M - 14V - 26	239	0.286	245	1.02	卡 - 26（二台）
奥地利	ROTAX582	47.8		27.4		MINI - 500
	ROTAX912	73.5		56.5		CH - 7
	ROTAX914F	84.5		64		CH - 7，保安502
德国	Hirth2706	47.8		31		KA - 37
	HirthH30E	75		42		
	HirthF30	70.8				保安496，太阳
	H37ES	67		45		

附录4　标准大气表

H（m）	t_H（℃）	T_H（°K）	P_H（mmHg）	$\frac{P_H}{P_0}$	ρ_H（kg·s²/m⁴）	$\Delta=\frac{\rho_H}{\rho_0}$	$\sqrt{\frac{1}{\Delta}}$	a（m/s）
0	15	288	760	1.0	1.25	1.0	1.0	341.1
200	13.7	286.7	742.14	0.9765	1.226	0.9809	1.0097	340.3
400	12.4	285.4	724.62	0.9532	1.202	0.9621	1.0195	339.6
600	11.1	284.1	707.44	0.9308	1.179	0.9436	1.0296	338.8
800	9.8	282.8	690.59	0.9087	1.156	0.9254	1.0396	338.0
1000	8.5	281.5	674.07	0.8869	1.134	0.9074	1.0498	337.2
1200	7.2	280.2	657.87	0.8656	1.112	0.8897	1.0602	336.4
1400	5.9	278.9	641.98	0.8447	1.090	0.8723	1.0707	335.7
1600	4.6	277.6	626.41	0.8242	1.069	0.8551	1.0815	334.9
1800	3.3	276.3	611.15	0.8041	1.047	0.8382	1.0923	334.1
2000	2.0	275.0	596.18	0.7845	1.027	0.8215	1.1032	333.3
2200	0.70	237.7	581.52	0.7652	1.006	0.8051	1.1145	332.5
2400	−0.6	272.4	567.15	0.7462	0.986	0.7890	1.1260	331.7
2600	−1.9	271.1	553.06	0.7277	0.966	0.7731	1.1374	331.0
2800	−3.2	269.3	539.27	0.7096	0.947	0.7574	1.1490	330.2
3000	−4.5	268.5	525.75	0.6918	0.927	0.7420	1.1609	329.4
3200	−5.8	267.2	12.51	0.6744	0.908	0.7268	1.1729	328.6
3400	−7.1	265.9	499.54	0.6573	0.890	0.7119	1.1852	327.8
3600	−8.4	264.6	486.83	0.6406	0.871	0.6972	1.1976	324.0
3800	−9.7	263.3	474.39	0.6242	0.853	0.6828	1.2102	326.1
4000	−11.0	262.0	462.21	0.6082	0.835	0.6685	1.2230	325.3
4200	−12.3	260.7	450.28	0.5925	0.818	0.6545	1.2361	324.5
4400	−13.6	259.4	438.60	0.5771	0.801	0.6407	1.2493	323.7
4600	−14.9	258.1	427.17	0.5621	0.784	0.6272	1.2627	322.9
4800	−16.2	256.8	415.99	0.5473	0.767	0.6139	1.2763	322.1
5000	−17.5	255.5	405.04	0.5329	0.751	0.6007	1.2902	321.3
5200	−18.8	254.2	394.32	0.5189	0.735	0.5878	1.3043	320.5
5400	−20.1	252.9	388.84	0.5050	0.719	0.5751	1.3186	319.6
5600	−21.4	251.6	373.58	0.4916	0.703	0.5627	1.3332	318.8
5800	−22.7	250.3	363.54	0.4784	0.688	0.5504	1.3481	318.0
6000	−24.0	249.0	353.73	0.4654	0.673	0.5383	1.3629	317.2
6200	−25.3	247.7	344.13	0.4528	0.658	0.5265	1.3782	316.3
6400	−26.6	246.4	334.74	0.4404	0.643	0.5148	1.3937	315.5
6600	−27.9	245.1	325.56	0.4284	0.629	0.5034	1.4059	314.7

附录5　全国主要城市气象资料

城市	海拔高度 (m)	7月平均气温 (℃)	1月平均气温 (℃)	最高气温 (℃)	最低气温 (℃)	平均风速 (m/s)	最大风速 (m/s)
哈尔滨	146	28.2	-25.2	36.4	-38	5.0	24.3
长春	236.8	28.2	-22.5	38	-34.9	5.7	30
沈阳	4.16	29.6	-18.2	38.3	-30.6	5.4	29.7
呼和浩特	1063	28.1	-19.5	37.3	-32.8	3.0	28
吐鲁番	34.5	40	-15.3	47.6	-8.0	2.4	——
兰州	1517.2	29.7	-13.4	39.1	-21.3	1.8	25
银川	1111.5	30	-15.3	39.3	-30.6	2.7	——
西宁	2261.2	24.4	-15.9	30.6	-26.6	2.5	——
西安	396.9	32.3	-6.2	40.8	-20.6	2.8	——
石家庄	81.8	31.9	-9.1	42.5	-26.5	2.4	25
太原	783.7	30.3	-14.2	39.4	-25.5	3.2	——
济南	55.1	32.6	-6.4	42.5	-19.7	5.0	24.9
南京	8.9	32.2	-1.4	40.7	-14	2.9	18.3
合肥	23.6	32.5	-1.7	41	-20.6	3.2	21.3
杭州	7.2	33.5	0.4	39.7	-8.0	2.2	——
福州	88.4	34.2	7.7	39.3	-1.2	2.9	31
郑州	109	32.2	-4.7	41.8	-17.9	3.9	——
武汉	22.8	33	-0.8	39.4	-14.9	2.8	19.1
长沙	81.3	34.2	1.6	40.6	-8.4	2.6	——
南昌	48.9	34.2	1.5	39.2	-7.1	3.8	——
广州	6.3	32.6	10.1	38.7	0	1.9	——
重庆	260.6	33.5	5.3	42.2	-1.8	1.7	——
成都	505.9	30.2	2.7	37.3	-4.6	1.6	14.8
昆明	1891.3	24.3	1.7	31.5	-5.4	2.9	——
贵阳	1071.2	29	2.1	37.5	-6.0	2.5	——
拉萨	3658	21.4	-9.8	29.4	-16.4	3.0	——
北京	52.3	30.9	0.9	39.6	-22.8	3.1	23.8
上海	4.5	32.3	7.6	38.9	-9.4	3.7	30
天津	16	31.6	1.6	39.4	-16	2.9	14.8

附录6 风级表

风级	名称	证 状		相当风速 (m/s)
		陆 地	海岸	
0	无风	静，烟直上		0.3~1.5
1	软风	烟能表示方向，但风向标不能转动	渔船不动	0.3~1.5
2	轻风	人面感觉有风，树叶微响，寻常的风向标转动	渔船张帆时，可随风移动	1.6~3.3
3	微风	树叶及微枝摇动不息，旌旗展开	渔船渐觉簸动	3.4~5.4
4	和风	能吹起地面灰尘和纸张，树的小枝摇动	渔船满帆时，倾于一方	5.5~7.9
5	清风	小树摇摆	水面起波	8.0~10.7
6	强风	大树枝摇动，电线呼呼有声，举伞有困难	渔船加倍缩帆，捕鱼须注意危险	10.8~13.8
7	疾风	大树摇动，迎风步行感觉不便	渔船停息港中，去海外的下锚	13.9~17.1
8	大风	树枝折断，迎风行走感觉阻力很大	近港海船均停留不出	17.2~20.7
9	烈风	烟囱及平房屋顶受到损坏（烟囱顶部及平顶摇动）	汽船航行困难	20.8~24.4
10	狂风	陆上少见，可拔树毁屋	汽船航行颇危险	24.5~28.4
11	暴风	陆上很少见，有则必受重大损毁	汽船遇之极危险	28.5~32.6
12	飓风	陆上绝少，其摧毁力极大	海浪滔天	32.6以上

附录 7　海况等级表

海况等级	名称	浪高（m）	相应风级	平均风速（m/s）	海面证状
0	无浪	0	0	0～0.2	海面光滑如镜或仅有涌浪
1	微浪	＜0.1	1～2	0.3～3.3	波纹或涌浪和波纹同时存在
2	小浪	0.1～0.5	2～4	1.6～7.9	波浪很小波峰开始破裂，浪花不显白色而呈玻璃色
3	轻浪	0.5～1.25	4～5	5.5～10.7	波浪不大，但很触目，波峰破裂，其中有些地方形成白色浪花——白浪
4	中浪	1.25～2.5	5～7	8.0～17.1	波浪具有明显的形状，到处形成白浪
5	大浪	2.5～4.0	7～8	13.9～20.7	出现高大的波峰，浪花占了波峰上很大面积，风开始削去波峰上的浪花
6	巨浪	4.0～6.0	8～9	17.2～24.1	波峰上被风削去的浪花，开始沿着波浪斜面伸长成带状，有时波峰出现风暴波的长波形状
7	狂浪	6.0～9.0	9～10	20.8～28.4	风削去的浪花带布满了波浪斜面，并有些地方到达波谷，波峰上布满了浪花层
8	狂涛	9.0～14	10～11	24.5～32.6	稠密的浪花布满了波浪斜面，海面变成白色，只有波谷内某些地方没有浪花
9	怒涛	＞14	12	≥32.7	整个海面布满了稠密的浪花层，空气中充满了水滴和飞沫，能见度显著降低

参考文献

[1] 总编委会．飞机设计手册 19　直升机设计．北京：航空工业出版社，2005.
[2] 王适存．直升机空气动力学．北京：航空专业教材编审组，1985.
[3] 高正、陈仁良．直升机飞行动力学．北京：科学出版社，2003.
[4] 张呈林、郭才根．直升机总体设计．北京：国防工业出版社，2006.
[5] 张晓谷．直升机动力学设计．北京：航空工业出版社，1995.
[6] 张呈林、张晓谷、郭士龙，等．直升机部件设计．南京：南京航空航天大学，1986.
[7] 文裕武、温清澄．现代直升机应用及发展．北京：航空工业出版社，2000.
[8]（美）R. W. 普劳蒂．直升机性能及稳定性和操纵性．高正、施永立、陈文轩，译，北京：航空工业出版社，1990.
[9] 倪先平．直升机手册．北京：航空工业出版社，2002.
[10]（俄）A. M. 扎戈尔丹．直升机基本原理．空军司令部军训部，1972.
[11] 国防科学技术工业委员会．GJB 3209 －98 直升机术语．
[12] 曹义华．直升机飞行力学．北京：北京航空航天大学出版社，2005.